

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

Evaluación de la tenacidad a fractura interlaminar en uniones encoladas composite-composite mediante el ensayo DCB. Efecto del proceso de curado en configuraciones simétricas y no simétricas.

Autor: Pablo Dugo Domínguez

Tutor:

José Cañas Delgado

Jesús Justo Estebaranz

Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras
Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2021



Trabajo Fin de Máster
Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

**Evaluación de la tenacidad a fractura interlaminar en uniones encoladas
composite-composite mediante el ensayo DCB. Efecto del proceso de curado en
configuraciones simétricas y no simétricas.**

Autor:
Pablo Dugo Domínguez

Tutor:
José Cañas Delgado
Jesús Justo Estebaranz

Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras
Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2021

Trabajo Fin de Máster:

**Evaluación de la tenacidad a fractura
interlaminar en uniones encoladas
composite-composite mediante el ensayo DCB.
Efecto del proceso de curado en
configuraciones simétricas y no simétricas.**

Autor: Pablo Dugo Domínguez

Tutor:

José Cañas Delgado

Jesús Justo Estebaranz

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

Agradecimientos

Quiero agradecer, en primer lugar, a mis tutores Pepe y Jesús, por haber confiado en mí para llevar a cabo este Proyecto de Fin de Máster y por haberme enseñado todos sus conocimientos a lo largo del trabajo.

A mis compañeros del Laboratorio, por toda la ayuda prestada y por estar ahí día tras día. Especialmente nombrar a Antonio y a Jose Ramón, quienes comenzaron siendo mis primeros compañeros de trabajo y a quienes considero, a día de hoy, mis amigos.

A mi familia y amigos, por apoyarme en todas mis decisiones y fortalecerme.

A mis compañeros y profesores del Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales, por aportar su ayuda en todo momento y por acogerme con los brazos abiertos.

A mis compañeros del Máster y del Grado, quienes me han acompañado en este largo camino.

*Pablo Dugo Domínguez
Sevilla, 2021*

Resumen

El auge en las últimas décadas de los materiales compuestos tiene su origen en el crecimiento de la industria aeroespacial, donde el peso y la resistencia de los materiales son clave. Esta demanda ha llevado consigo un enorme desarrollo en el diseño y técnicas de fabricación empleadas en materiales compuestos, así como en el análisis y evaluación de la calidad de las uniones encoladas composite-composite, que es uno de los campos de mejora a la hora de disminuir los costes y el peso de las aeronaves y aumentar la seguridad de las aeroestructuras.

Pese al amplio desarrollo que han tenido los procedimientos de unión como el remachado o la soldadura, las uniones encoladas siguen necesitando de precisión y confianza para extenderse con normalidad, aun siendo conocidas sus ventajas frente al resto de procedimientos de unión. Sin embargo, la dificultad de inspeccionar la calidad de la unión una vez se ha fabricado es un reto que provoca que el conocimiento del comportamiento de este tipo de uniones no sea extenso. El ensayo actualmente más extendido para la evaluación de la calidad de una unión encolada es el ensayo de tenacidad a fractura interlaminar, donde se evalúa la energía liberada al propagar una grieta a través de la unión (G_C).

En este proyecto se pretende estudiar la influencia del proceso de curado en la tenacidad a fractura interlaminar y el modo de fallo en configuraciones simétricas y no simétricas composite-composite. Para ello, se fabrican diferentes paneles bajo distintos procesos de curado para ensayarlos posteriormente mediante el ensayo DCB y calcular así la tenacidad a fractura interlaminar (G_C) en dichas configuraciones. Finalmente, se comparan los resultados con proyectos previos para asegurar la veracidad de éstos.

Abstract

The rise of composite materials in recent decades has its source in the growth of the aerospace industry, where the weight and strength of the materials are significant. This demand has led an enormous development in the design and manufacturing techniques used in composite materials, as well as in the analysis and evaluation of the quality of composite-composite bonded joints, which is one of the areas for improvement when it comes to reduce the costs and weight of aircraft and increase the safety of aerostructures.

Despite the extensive development that joining procedures such as riveting or welding have had, bonded joints still require precision and confidence to spread normally, even though their advantages over other joining procedures are known. However, the difficulty of inspecting the quality of the joint once it has been manufactured is a challenge that means that the knowledge of the behavior of this type of joint is not extensive. The currently most widespread test for evaluating the quality of a bonded joint is the interlaminar fracture toughness test, in which the energy released by propagating a crack through the joint (G_C) is evaluated.

This project aims to study the influence of the curing process on interlaminar fracture toughness and the failure mode in symmetric and non-symmetric composite-composite configurations. For this, different panels are manufactured under different curing processes to be subsequently tested using the DCB test and thus calculate the interlaminar fracture toughness (G_C) in such configurations. Finally, the results are compared with previous projects to ensure their veracity.

Índice

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
<i>Notación</i>	IX
<i>Índice de Figuras</i>	XI
1 Introducción	1
1.1 Antecedentes	1
1.2 Materiales compuestos y uniones encoladas	4
1.3 Motivación del problema	6
1.4 Objetivos	8
1.5 Estructura del trabajo	8
2 Análisis del Estado del Arte	11
2.1 Ensayos convencionales para determinar la tenacidad a fractura interlaminar	11
2.2 Las nuevas propuestas de ensayo de pelado	12
3 Caracterización mecánica del material	15
3.1 Materiales empleados	15
3.2 Determinación de E_{11}	16
3.3 Proceso de fabricación de las probetas	16
3.3.1 Planificación del proceso de fabricación	16
3.3.2 Corte, apilado de láminas y precompactación en bolsa de vacío	18
3.3.3 Preparación de la bolsa de vacío	19
3.3.4 Curado en autoclave	20
3.3.5 Lijado de los tacos de fibra de vidrio y del panel sin Peel Ply	22
3.3.6 Corte de los tacos de fibra de vidrio	23
3.3.7 Pegado de tacos de vidrio a los paneles	23
3.3.8 Preparación de bolsa de vacío de los paneles	24
3.3.9 Curado de los paneles con tacos de vidrio	24
3.3.10 Resanado y corte de las probetas	24
3.4 Colocación y pegado de galgas extensométricas	25
3.5 Preparación, realización del ensayo de tracción y resultados	26
4 Determinación de la tenacidad a fractura interlaminar en materiales compuestos	31
4.1 Cálculo de la cortadura interlaminar G_C	31

4.1.1	Ensayo DCB	31
	Descripción del ensayo	31
	Cálculo de G_C según AITM 1-0053	34
	Cálculo de G_C según ASTM D5528 o ISO 15024	35
	Cálculo de G_C según Grandes Desplazamientos	36
	Procedimiento de ensayo	39
4.2	Fabricación de los especímenes de ensayo	40
4.2.1	Materiales empleados	40
4.2.2	geometría y configuración de los paneles	40
4.2.3	Proceso de fabricación	41
4.2.4	Inspección por ultrasonidos y realización de las marcas	43
4.2.5	Preparación de las probetas	43
4.3	Procesado de Resultados	45
5	Análisis y Resultados - Ensayo DCB	47
5.1	Resultados configuración FF	48
5.2	Resultados configuración FAF	51
5.3	Resultados configuración CAC	54
5.4	Resultados configuración CAF	59
5.5	Ángulos de giro de las configuraciones no simétricas	63
5.6	Resumen de los modos de fallo	65
5.7	Comparación con proyectos previos	66
5.7.1	Comparación de resultados: Co-curado sin Adhesivo (FF)	67
5.7.2	Comparación de resultados: Co-curado con Adhesivo (FAF)	68
5.7.3	Comparación de resultados: Encolado secundario (CAC)	69
5.7.4	Comparación de resultados: Co- encolado (CAF)	70
6	Conclusiones, posibles mejoras y líneas de estudio futuras	71
6.1	Conclusiones	71
6.2	Posibles mejoras y líneas de estudio futuras	72
7	Bibliografía	73

Notación

DCB	Double Cantilever Beam
CDP	Climbing Drum Peel
HDP	Horizontal Drum Peel
HOD	Horizontal Open Displacement
G_C	Tenacidad a fractura interlaminar
G_{IC}	Tenacidad a fractura interlaminar en modo I
NDT	Non-Destructive Tests
W	Trabajo de las cargas externas
U	Energía interna de deformación
E_{11}	Módulo de elasticidad en la dirección de la fibra
P	Carga en el ensayo
δ	Desplazamiento de la cruceta en el ensayo
a	Longitud de la grieta
β	Ángulo de giro de las probetas en el ensayo DCB
A	Área de la curva comprendida entre la curva $P-\delta$
b	ancho de la probeta
Δa	Aumento de la longitud de la grieta
M	Momento flector en el borde de la grieta
EI	Rigidez a flexión
F	Factor corrector por efecto de grandes desplazamientos
N	Factor corrector por el efecto del sistema de cogida
h_1	Espesor del adherente menor
h_2	Espesor del adherente mayor
FF	Fresco-Fresco (Co-curado sin adhesivo)
FAF	Fresco-Adhesivo-Fresco (Co-curado con adhesivo)
CAC	Curado-Adhesivo-Curado (Encolado secundario)
CAF	Curado-Adhesivo-Fresco (Co-encolado)

Índice de Figuras

1.1	Evolución del uso de materiales compuestos en las aeronaves de Airbus [22]	1
1.2	Pirámide de ensayos [1]	2
1.3	Procesos de curado [11]	3
1.4	Modos de fallo [23]	4
1.5	Ejemplos de los tipos de fallo en uniones encoladas	5
1.6	Modos de fractura [13]	5
1.7	Control del proceso actual [11]	6
1.8	Control del proceso deseado [11]	7
2.1	Ensayo Double Cantilever Beam (DCB) [8]	11
2.2	Ensayo Climbing Drum Peel (CDP) [11]	12
2.3	Ensayo Horizontal Drum Peel (HDP)[11]	13
2.4	Ensayo Horizontal Open Displacement [11]	13
2.5	Comparación entre los diferentes ensayos de pelado [11]	14
3.1	Esquema de las probetas de caracterización [1]	16
3.2	Dimensiones de las probetas según UNE-EN 2561	17
3.3	Número de capas de los diferentes paneles y sus dimensiones	17
3.4	Corte manual de las láminas	18
3.5	Laminación del panel sin Peel Ply (izq.) y del panel con Peel Ply (der.)	18
3.6	Bolsa de vacío de precompactación de la sala limpia	19
3.7	Proceso de bolsa de vacío de curado en autoclave	19
3.8	Ciclo de curado de los paneles [2]	20
3.9	Paneles de caracterización curados	20
3.10	Autoclave del LERM-1	21
3.11	Autoclave del LERM-2	21
3.12	Pistola de chorro de arena	22
3.13	Rugosidad aplicada por el Peel Ply	22
3.14	Sierra de disco de diamante	23
3.15	Pegado de los tacos de vidrio	23
3.16	Bolsa de vacío de curado del Adhesivo Z-15429	24
3.17	Ciclo de curado del Adhesivo Z-15429 (I+D+P 187)	24
3.18	Probetas de Caracterización y dimensiones	25
3.19	Probetas de caracterización instrumentalizadas	26
3.20	Ensayo de caracterización	27
3.21	Probetas de caracterización ensayadas	27

3.22	Ensayo de tracción- Probetas con Peel Ply	28
3.23	Ensayo de tracción- Probetas sin Peel Ply	28
3.24	Ensayo de tracción- Resultados	29
4.1	Ensayo DCB [4]	31
4.2	Curva P- δ típica - Ensayo DCB [4]	32
4.3	Utillaje- AITM 1-0053 - Ensayo DCB [4]	32
4.4	Probeta sin taco (izquierda) y probeta con taco (derecha) [14]	33
4.5	Obtención del ángulo de giro de las probetas de 4+8 mediante CATIA V5.	33
4.6	Curva P- δ en el ensayo DCB [11]	34
4.7	Probeta DCB- Grandes Desplazamientos [11]	36
4.8	Probeta DCB simétrica- Grandes Desplazamientos [11]	37
4.9	Efecto de la pérdida de simetría	37
4.10	Probeta DCB simétrica- Grandes Desplazamientos [11]	38
4.11	Marcas de anotación - Ensayo DCB [4]	39
4.12	Bolsas de vacío - Fabricación paneles DCB	41
4.13	Especificaciones de los ciclos de curado para Adhesivo (izquierda)[3] y prepreg (derecha)[2]	42
4.14	Total de Probetas fabricadas (139) en 3 configuraciones distintas: 4+4, 8+8 y 4+8	42
4.15	Equipo de Ultrasonidos EPOCH 1000 y marcas	43
4.16	Flexión no deseada de los adherentes de 4 capas y tacos para evitar la flexión	44
4.17	Adhesivo 1-X60	44
5.1	Tipo de fallo probetas Fresco-Fresco (FF)	48
5.2	Resultados probetas 8F+8F	48
5.3	Resultados probetas 4F+4F	49
5.4	Resultados probetas 4F+8F	49
5.5	Tipo de fallo probetas Fresco-Adhesivo-Fresco (FAF)	51
5.6	Resultados probetas 8F+A+8F	51
5.7	Resultados probetas 4F+A+4F	52
5.8	Resultados probetas 4F+A+8F	52
5.9	Tipo de fallo probetas Curado-Adhesivo-Curado (CAC)	54
5.10	Resultados probetas 8C+A+8C	55
5.11	Resultados probetas 4C+A+4C	55
5.12	Resultados probetas 4C+A+8C	56
5.13	Correlación saltos - roturas probetas 4C+A+4C	57
5.14	Correlación saltos - roturas probetas 4C+A+8C	58
5.15	Tipo de fallo probetas Curado-Adhesivo-Fresco (CAF)	59
5.16	Resultados probetas 8F+A+8C	60
5.17	Resultados probetas 4F+A+4C	60
5.18	Resultados probetas 4F+A+8C	61
5.19	Resultados probetas 4C+A+8F	61
5.20	Correlación saltos - rotura probetas 4C+A+8F	62
5.21	Ángulos de giro de las probetas de 4+8	63
5.22	Ángulos de giro experimentales obtenidos en CATIA	64
5.23	Modos de fallo por tipo de configuración y proceso de curado	65
5.24	Proyectos previos de investigación: materiales empleados, objetivos y procesos de curado estudiados	66
5.25	Resumen de resultados - Configuración FF	67
5.26	Resumen de resultados - Configuración FAF	68
5.27	Resumen de resultados - Configuración CAC	69

5.28	Resumen de resultados - Configuración CAF	70
------	---	----

1 Introducción

En esta sección se introducen, en primer lugar, los antecedentes que llevan al estudio de las uniones encoladas composite-composite. Posteriormente, se incluye la motivación del estudio en cuestión, así como una breve síntesis acerca de los objetivos que se desean alcanzar. Finalmente se realiza una descripción exhaustiva de la estructura de este trabajo.

1.1 Antecedentes

El auge en las últimas décadas de los materiales compuestos tiene su origen en el crecimiento de la industria aeroespacial, donde el peso y la resistencia de los materiales son clave. Esta demanda ha llevado consigo un enorme desarrollo en el diseño y técnicas de fabricación empleadas en materiales compuestos, puesto que una correcta combinación de estos permite obtener propiedades de rigidez, rendimiento a alta temperatura, resistencia a corrosión, conductividad o dureza mucho mejores que mediante el uso de materiales metálicos [1].

El uso de estos materiales en la industria está en pleno crecimiento debido a que sus propiedades mecánicas específicas (rigidez y resistencia con respecto a la densidad) son considerablemente superiores a los valores de materiales metálicos convencionales como acero o aluminio. Tal es así que Airbus ha dedicado prácticamente los últimos 40 años a la incorporación de los materiales compuestos a sus aeronaves, como se puede observar en la Figura 1.1:

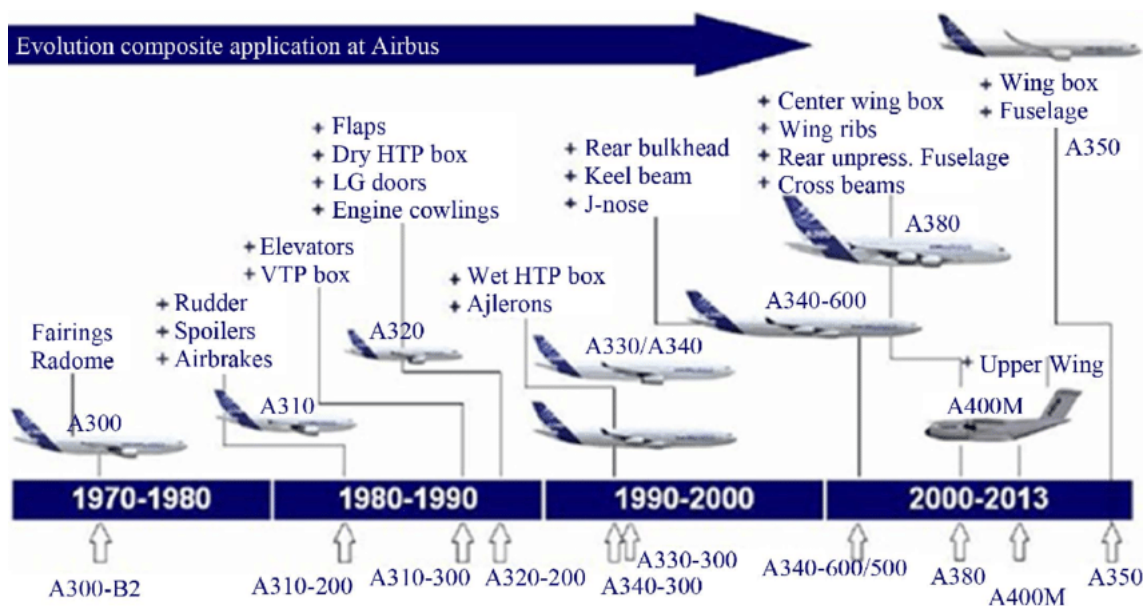


Figura 1.1 Evolución del uso de materiales compuestos en las aeronaves de Airbus [22].

Como consecuencia del desarrollo de los materiales compuestos, los ingenieros han centrado sus esfuerzos en el análisis y evaluación de la calidad de las uniones encoladas composite-composite, que es uno de los campos de mejora a la hora de disminuir los costes y el peso de las aeronaves y aumentar la seguridad de las aeroestructuras. Pese al amplio desarrollo que han tenido los procedimientos de unión como el remachado o la soldadura, las uniones encoladas siguen necesitando de precisión y confianza para extenderse con normalidad, aun siendo conocidas sus ventajas frente al resto de procedimientos de unión; la posibilidad de unir materiales distintos y de pequeño espesor, distribuciones de tensión más uniformes, diseños más ligeros, superficies aerodinámicas más suaves, prevención de la corrosión, sellado de huecos y costes de fabricación reducidos son algunas de las características que refuerzan el uso de las uniones encoladas [1]. Sin embargo, la dificultad de inspeccionar la calidad de la unión una vez se ha fabricado es un reto que provoca que el conocimiento de cómo se comportan este tipo de uniones no sea extenso. Este es el motivo por el cual se han realizado y se realizarán, a lo largo del tiempo, más y más estudios acerca de la calidad de las uniones encoladas composite-composite.

La caracterización de los materiales compuestos sobre probetas es únicamente una pequeña parte de todas las tareas a realizar para asegurar la integridad estructural de los elementos a fabricar con estos materiales [1]. En la Figura 1.2 se representa la pirámide de ensayos, donde se muestra el alcance de estos; así, en la base de esta pirámide se encuentran los ensayos sobre probetas (zona en la que se engloba este proyecto) y en la parte superior los ensayos sobre componentes y elementos completos (full-scale). En el caso de los ensayos de calificación (sobre probetas), el objetivo es caracterizar el comportamiento de los materiales y obtener propiedades para calcular valores admisibles y no admisibles de tensiones y deformaciones, mientras que los ensayos sobre elementos completos buscan determinar si lo que se ha construido cumple con las especificaciones de operación. Por otro lado, el número de ensayos que se requieren a realizar en un lado y en otro son muy diferentes: mientras que para caracterizar el material se requieren decenas miles de ensayos, en los ensayos full-scale el número de ensayos se reduce a unas pocas unidades.

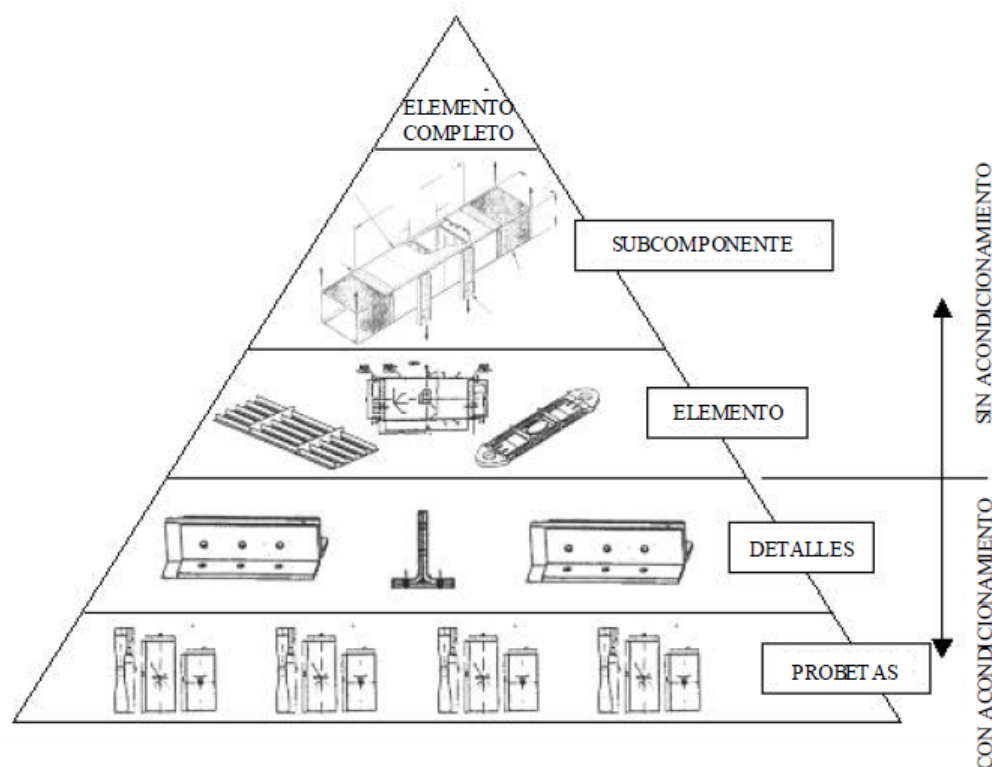


Figura 1.2 Pirámide de ensayos [1].

En la actualidad, existen múltiples procesos de unión de un panel con su rigidizador, atendiendo a los diferentes procesos de curado que pueden tenerse en cuenta (Ver Figura 1.3):

- Co-curado con y sin adhesivo, en el que tanto el panel como el rigidizador están frescos y cuyo ciclo de curado es el del prepreg.
- Co-encolado, en el que, o bien el panel está fresco y el rigidizador curado, o bien el rigidizador está fresco y el panel curado, siendo el ciclo de curado el del prepreg.
- Encolado secundario, en el que tanto el panel como el rigidizador están previamente curados y el ciclo de curado final es el del adhesivo.

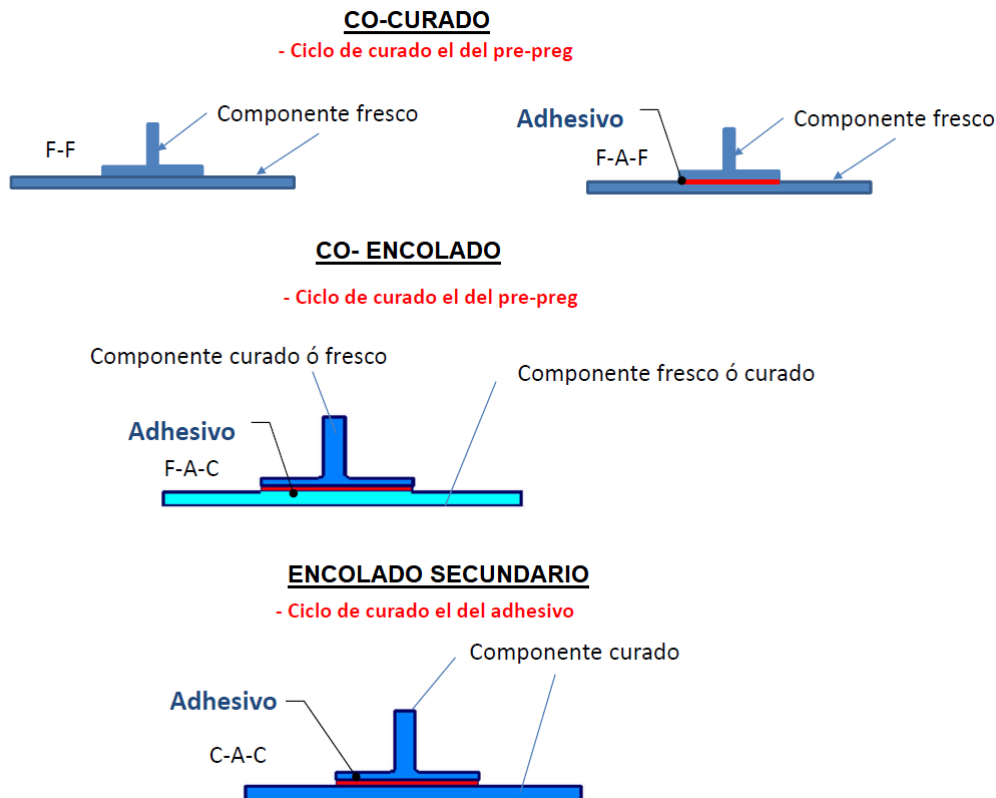


Figura 1.3 Procesos de curado [11].

La evaluación de la calidad de la unión encolada mediante ensayos no destructivos (NDT) sólo permite determinar si las superficies de los adherentes se encuentran en contacto, pero no son capaces de comprobar si la adhesión es correcta. Por ello, las autoridades de certificación exigen para este tipo de unión la realización de ensayos mecánicos en probetas de control de proceso que permitan evaluar la calidad de la unión realizada. Dicha evaluación contempla si hay alguna incompatibilidad entre adherente y adhesivo, si se ha producido alguna contaminación durante el proceso o si éste ha sido inadecuado.

El ensayo actualmente más extendido para este fin es el ensayo de tenacidad a fractura interlaminar, donde se evalúa la energía liberada al propagar una grieta a través de la unión (G_C). Para determinar el valor de (G_C), se realiza un ensayo de pelado en un espécimen que tiene una grieta previa. A partir de la carga de pelado y/o el desplazamiento y/o la longitud de la grieta se evalúa la energía que se libera por unidad de área al propagar la grieta. Se estudia la tenacidad a fractura porque es una propiedad que, en principio, sólo depende del material (adhesivo), de la preparación superficial y del proceso de curado. Por ello, es fundamental realizar ensayos mecánicos como los realizados en este proyecto.

1.2 Materiales compuestos y uniones encoladas

Podemos definir un material compuesto como la combinación a escala macroscópica de dos o más materiales con interfase de separación entre ellos para formar un nuevo material [1]. El objetivo de este tipo de materiales es, tanto obtener propiedades que no pueden ser alcanzadas por ninguno de los constituyentes actuando aisladamente, como aunar las propiedades individuales de dichos constituyentes en un único material.

El material compuesto objeto de estudio en este proyecto es la fibra de carbono, el cual consta de dos componentes fundamentales: un refuerzo de fibras de carbono, que otorgan las excelentes propiedades mecánicas, y una matriz polimérica de epoxi, que mantiene unidas las fibras, las protege y transfiere las cargas.

La resistencia y rigidez de los materiales compuestos hacen que se conviertan en una de las mejores alternativas a los materiales convencionales en estructuras donde el peso es una variable crítica. Por lo tanto, es necesario conocer los mecanismos de fallo y de daño en materiales compuestos.

En este trabajo se van a realizar ensayos para tres tipos de procesos de curado: co-curado (los dos adherentes frescos, con y sin adhesivo), co-encolado (un adherente curado y otro fresco, con adhesivo) y secondary bonding (los dos adherentes curados, con adhesivo). Dichas uniones estarán realizadas tanto para configuraciones simétricas (4+4 y 8+8) como para configuraciones no simétricas (4+8). Además, durante la realización de los ensayos, podrán presentarse cuatro tipos de fallo principalmente (Ver Figura 1.4):

- **Fallo adhesivo.** Se da cuando el fallo se produce entre la imprimación y el adhesivo. El adhesivo queda íntegro en uno de los adherentes, no pudiendo desarrollar toda su capacidad portante y generando un fallo prematuro de la unión que está asociado a defectos en la preparación superficial de los adherentes. Es el fallo no deseable por ser incontrolable.
- **Fallo cohesivo.** Se da cuando se produce la rotura del adhesivo, quedando éste a ambos lados de los adherentes. Es indicativo de una buena adherencia entre el adhesivo y el sustrato. Se trata del fallo deseable.
- **Fallo por delaminación.** Se da cuando la grieta se propaga a través de la resina del preimpregnado, arrancando fibras del material base laminado. Está originado por las tensiones de pelado.
- **Fallo mixto.** Se da cuando existe una combinación de los anteriores mecanismos de fallo.

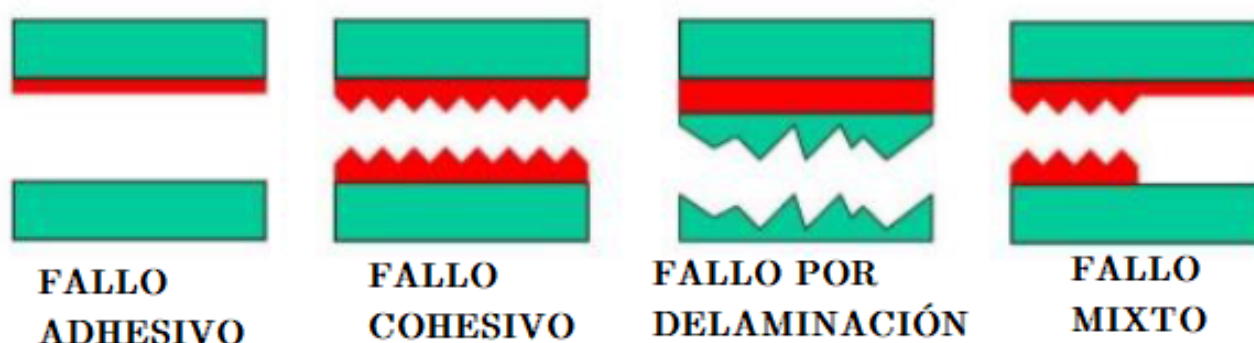


Figura 1.4 Modos de fallo [23].

Cuando se diseña una unión adhesiva se pretende que la rotura no sea en ningún caso adhesiva, debido a que son fallos impredecibles puesto que la magnitud de la fuerza de adhesión depende de un gran número de factores que rara vez son controlables en su totalidad. Por el contrario, el fallo más deseable es el cohesivo puesto que se pueden conocer las características mecánicas del adhesivo y, por tanto, se pueden predecir las cargas de rotura en modo cohesivo bajo

diferentes tipos de esfuerzos.

Se muestran en la Figura 1.5 ejemplos de los diferentes modos de fallo producidos durante la realización de los ensayos en este trabajo:

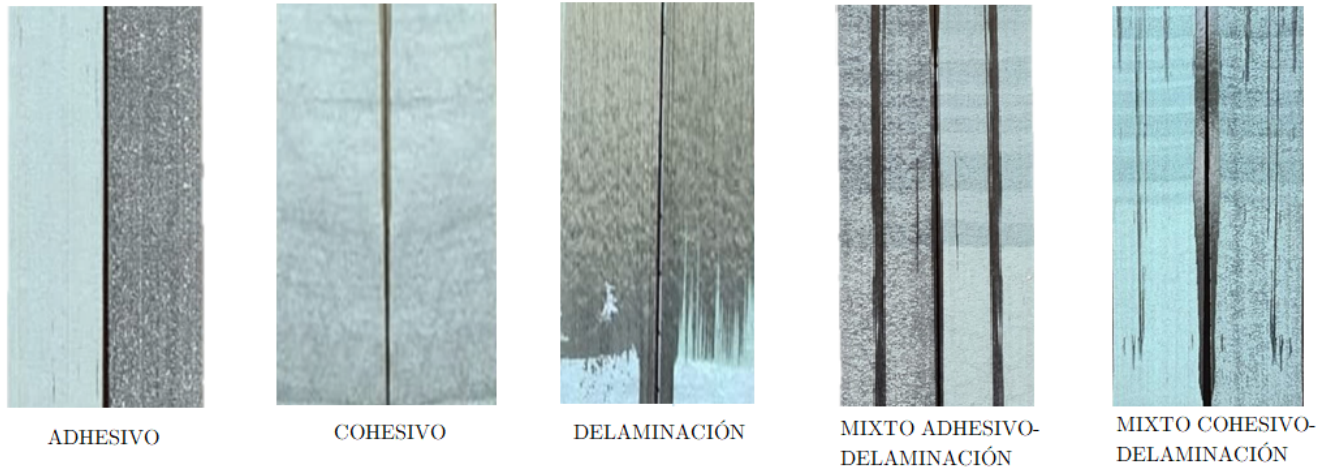


Figura 1.5 Ejemplos de los tipos de fallo en uniones encoladas.

Además, para una descripción completa de la resistencia a la fractura interlaminar se requiere la caracterización de los distintos modos de propagación de grieta, que van en función de las cargas que intervienen. En la Figura 1.6 se muestran los tres posibles modos de fractura:

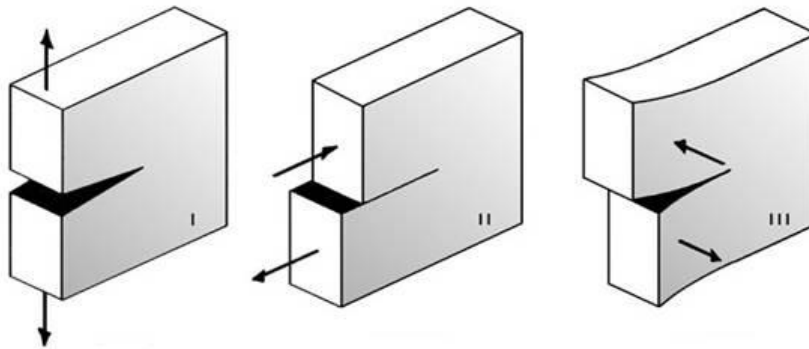


Figura 1.6 Modos de fractura [13].

- Modo I: los desplazamientos de las caras adyacentes a la grieta toman una dirección normal al plano de crecimiento de la grieta.
- Modo II: se genera un cortante en el plano del adhesivo que sigue la dirección de propagación.
- Modo III: se genera un cortante en el plano del adhesivo que sigue una dirección perpendicular a la de propagación.

Al igual que con los modos de fallo, los modos de fractura pueden presentarse individualmente o combinados entre sí. La idea en este trabajo es que la grieta se propague en modo I en todos los ensayos con laminados simétricos, para así calcular experimentalmente la tenacidad a fractura en dicho modo de manera sencilla. Para laminados no simétricos se utilizarán diversos planteamientos que serán explicados más adelante.

El uso extensivo de materiales compuestos en las estructuras primarias de las aeronaves y el uso cada vez más generalizado de las uniones encoladas composite-composite frente a las uniones mecánicas, exige un mejor conocimiento del comportamiento de dichas uniones ante solicitaciones que provocan la separación de las piezas unidas.

La evaluación de la calidad de la unión encolada y la obtención de parámetros que caractericen su comportamiento mecánico ante la fractura, es de vital importancia no sólo para el diseñador, sino también para control de calidad del proceso productivo. El comportamiento de las estructuras en metales está ampliamente estudiado, mientras que todavía quedan aspectos por clarificar en el caso de que la unión se realice entre laminados de material compuesto con adhesivos. Así, el presente trabajo ayudará a dar un paso más en la caracterización de las uniones encoladas composite-composite mediante la realización de ensayos experimentales.

1.3 Motivación del problema

El control del proceso que se lleva a cabo actualmente para evaluar la calidad de la unión entre un rigidizador (larguerillo) y un panel (piel) sigue 3 vías principales (Ver Figura 1.7):

- Preparación de una muestra simétrica tanto del larguerillo (Semipanel A) como de la piel (Semipanel B).
- Preparación de una muestra no simétrica tanto del larguerillo (Semipanel A) como de la piel (Semipanel B).
- Integración de larguerillos y pieles (encolado larguerillos - piel) y recorte de una muestra.

Posteriormente, dichas muestras se envían a laboratorio, se ensayan y se mide la tenacidad a fractura interlaminar mediante el ensayo DCB (Double Cantilever Beam)[5][6][7] o mediante el ensayo CDP (Climbing Drum Peel)[8][9].

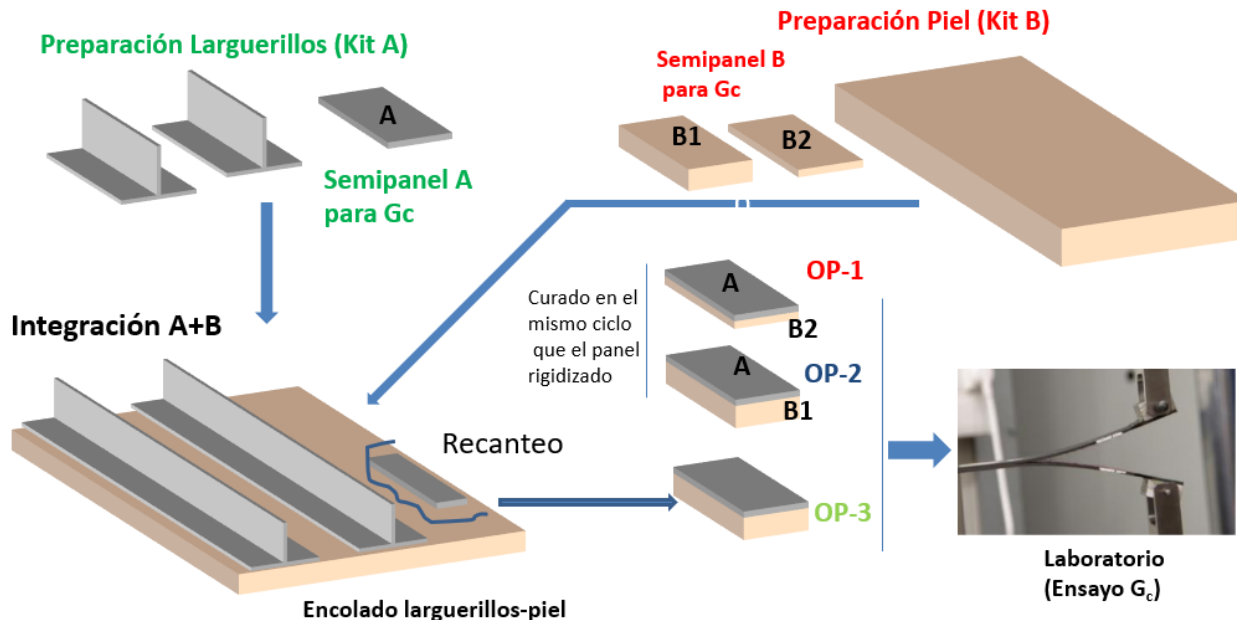


Figura 1.7 Control del proceso actual [11].

Los ensayos DCB y CDP presentan dos inconvenientes principales:

- El tiempo del proceso productivo es elevado debido a que es necesario recortar las probetas, enviarlas al laboratorio y ensayarlas.

- El ensayo no se realiza sobre la pieza real, sino sobre unas probetas que se suponen que se encuentran en las mismas condiciones. Sin embargo, estas probetas no representan fielmente la pieza real, por lo que los resultados extraídos de los ensayos no caracterizan adecuadamente la calidad de la unión real.

Los inconvenientes planteados anteriormente sugieren que el control del proceso fuera llevado a cabo de forma que, en lugar de recantar la muestra como se realiza actualmente, se pueda realizar in situ el ensayo (Ver Figura 1.8):

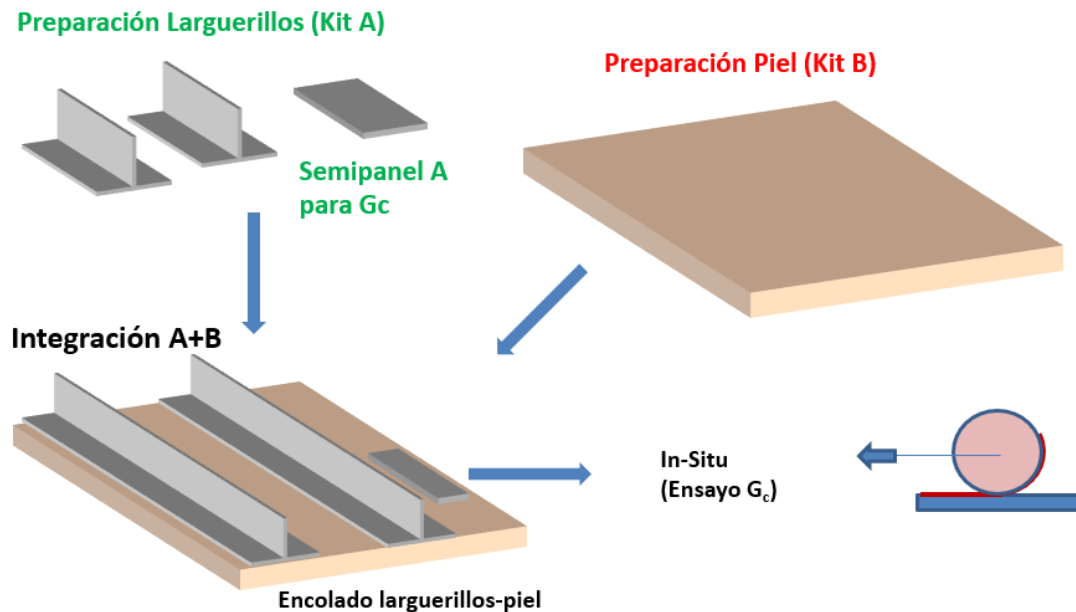


Figura 1.8 Control del proceso deseado [11].

Tras años de investigación, el GERM (Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales) desarrolló y validó el ensayo HDP (Horizontal Drum Peel)[10][11] y más tarde el ensayo HOD (Horizontal Open Displacement)[11][12]. Este último es un ensayo que se desea introducir en la cadena de producción de la pieza en cuestión y se trata de un ensayo in situ que busca que, mediante una ejecución sencilla para el operario y con un tiempo de posprocesado de resultados bajo, operarios poco cualificados puedan llevar a cabo el ensayo con éxito.

Actualmente el ensayo HOD presenta el inconveniente que para ensayar las probetas, se requiere que éstas estén completamente fijas en la mesa de trabajo. En experimentos anteriores se evaluó la posibilidad de pegar las probetas haciendo uso del adhesivo X-60, sin embargo, esta tarea incumple la idea de introducir el ensayo en la cadena de producción, por lo que se deben buscar mejores alternativas.

Pese a los inconvenientes que presentan unos y otros ensayos, el ensayo DCB es el más fiable de todos y sobre el que se han realizado más investigaciones en proyectos antecesores. Así, resulta interesante dar pasos firmes en este ensayo empleando nuevos materiales, para posteriormente, servir de base en futuras investigaciones en los ensayos CDP, HDP y HOD.

1.4 Objetivos

Teniendo en cuenta lo descrito anteriormente, los objetivos principales de este estudio son:

- Caracterización mecánica de los materiales empleados.
- Fabricación de probetas para el ensayo DCB.
- Determinación de la tenacidad a fractura interlaminar mediante el ensayo DCB.
- Comparación de los resultados obtenidos con investigaciones antecesoras.

De este modo, se evalúa la calidad de la unión encolada llevando a cabo una serie de ensayos con probetas de distintos espesores y procesos de curado aplicando las normativas actuales, con la idea de comparar y comprobar si los resultados obtenidos varían significativa dependiendo de la casuística.

Además, durante el desarrollo del proyecto se profundiza en técnicas de fabricación en materiales compuestos, experimentación, habilidades técnicas y prácticas de laboratorio, y se analizan las normativas necesarias para la realización de los diferentes ensayos. Finalmente se exponen los resultados experimentales, ofreciendo una visión general de la campaña de ensayos y se presentan las conclusiones y líneas de estudio futuras del trabajo en cuestión.

1.5 Estructura del trabajo

El estudio está dividido en seis capítulos:

Capítulo 1: Introducción

En esta sección se realiza una síntesis de las características principales que motivan el uso de los materiales compuestos, así como una descripción de las uniones encoladas, su importancia y los ensayos que actualmente existen para comprobar la calidad de éstas, destacando sus ventajas e inconvenientes.

Se divide en las subsecciones: 1.1 Antecedentes, 1.2 Materiales compuestos y uniones encoladas, 1.3 Motivación del problema, 1.4 Objetivos y 1.5 Estructura del trabajo.

Capítulo 2: Análisis del Estado del Arte

En esta sección se expone un breve resumen de los proyectos dedicados al estudio de la calidad de las uniones encoladas que han sido realizados con anterioridad a este trabajo, con el fin de contextualizar el proyecto en cuestión, sus antecedentes y sus vías investigación.

Se divide en las subsecciones: 2.1 Ensayos convencionales para determinar la tenacidad a fractura interlaminar y 2.2 Nuevas propuestas de ensayo de pelado.

Capítulo 3: Caracterización mecánica del material

En esta sección se explica detalladamente el proceso de caracterización mecánica del material que se utilizará en la fabricación de las probetas que, posteriormente, son utilizadas en el cálculo de la tenacidad a fractura interlaminar, lo que permitirá conocer las propiedades mecánicas de rigidez del material en cuestión.

Se divide en las subsecciones: 3.1 Materiales empleados, 3.1 Determinación de E_{11} , 3.3 Proceso de fabricación de las probetas, 3.4 Colocación y pegado de galgas extensométricas y 3.5 Preparación, realización del ensayo de tracción y

resultados.

Capítulo 4: Cálculo de la tenacidad a fractura interlaminar G_C

En esta sección se exponen las ecuaciones que rigen el cálculo de la tenacidad a fractura interlaminar en el ensayo DCB.

Se divide en las subsecciones: 4.1 Cálculo de la cortadura interlaminar G_C , 4.2 Fabricación de los especímenes de ensayo y 4.3 Procesado de Resultados.

Capítulo 5: Análisis y Resultados - Ensayo DCB

Se recogen y analizan en esta sección los resultados obtenidos de los diferentes ensayos, comparándolos con investigaciones antecesoras que nos permitan, no sólo validar el proyecto, sino extender su estudio a futuras investigaciones.

Se divide en las subsecciones: 5.1 Resultados configuración FF, 5.2 Resultados configuración FAF, 5.3 Resultados configuración CAC, 5.4 Resultados configuración CAF, 5.5 Ángulos de giro de las configuraciones no simétricas, 5.6 Resumen de los modos de fallo y 5.7 Comparación con proyectos previos.

Capítulo 6: Conclusiones, mejoras y líneas de estudio futuras

En esta sección se explican las conclusiones alcanzadas. Además, se analizará cualitativamente el estudio teniendo en cuenta los objetivos iniciales propuestos para verificar que, efectivamente, se ha abordado completamente el problema en cuestión.

Posteriormente, se discuten y se presentan posibles mejoras en la metodología utilizada en el estudio que podrían enriquecerlo y hacerlo más completo. Finalmente, se efectúan una serie de propuestas de futuro obtenidas a raíz de las diferentes investigaciones llevadas a cabo, donde se establecen posibles líneas de investigación para profundizar aún más en el campo de los materiales compuestos, generando nuevas preguntas e ideas que podrían abrir interesantes vías de trabajo.

Se divide en las siguientes subsecciones: 6.1 Conclusiones y 6.2 Posibles mejoras y líneas de estudio futuras.

2 Análisis del Estado del Arte

2.1 Ensayos convencionales para determinar la tenacidad a fractura interlaminar

La tenacidad a fractura interlaminar en modo I (G_{IC}) se trata de una propiedad que, a priori, sólo depende del material (adhesivo), de la preparación superficial y del proceso de curado. Dicha propiedad se obtiene mediante un ensayo de pelado en un espécimen que tiene una grieta inicial, calculando la carga de pelado y/o el desplazamiento y/o la longitud de la grieta y evaluando la energía que se libera por unidad de área al propagar la grieta.

El ensayo más extendido es el ensayo denominado Double Cantilever Beam (DCB)[5][6][7] y se utiliza para determinar la tenacidad a fractura interlaminar con la grieta propagándose entre dos láminas de material compuesto o para determinar la tenacidad de un adhesivo cuando la grieta se propaga entre dos laminados unidos con dicho adhesivo. Este ensayo ha sido ampliamente estudiado en [4][12][14][15][16] por su sencillez de realización (el cálculo de la tenacidad a fractura interlaminar se calcula en términos de la tasa de liberación de energía G) y porque si la grieta se propaga a lo largo del plano de simetría se cumple que $G_{IC} = G_C$. El principal inconveniente está en que es necesario medir la longitud de la grieta durante el ensayo y además, su normativa vigente no es aplicable directamente en laminados no simétricos o muy flexibles (en los que existen, a priori, grandes desplazamientos). Por otro lado, no puede realizarse in-situ sobre la pieza real por lo que se ralentiza mucho el proceso productivo (Ver Figura 2.1).

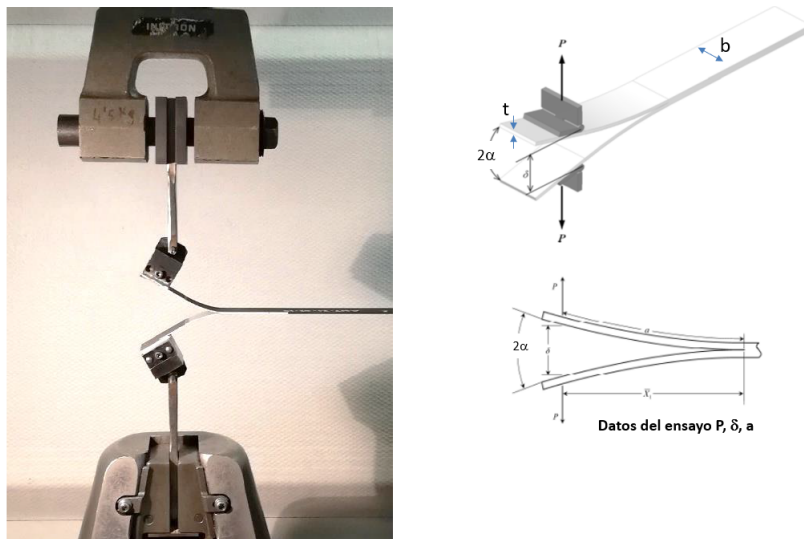


Figura 2.1 Ensayo Double Cantilever Beam (DCB) [8].

Una alternativa al ensayo DCB es el denominado Climbing Drum Peel (CDP), que se puede observar en la Figura 2.2 [8]. Mediante un tambor con dos diámetros se produce el plegado de uno de los laminados contra el tambor y cuando se alcanza un valor apropiado de la carga, se produce la propagación de la grieta. Una vez alcanzada la longitud de la grieta suficiente, durante la descarga, se produce el desliado del laminado a pelar. Este ensayo ha sido estudiado en [9][16] y la evaluación de la tenacidad se realiza por medio del cálculo de las fuerzas de pelado, fuerzas de liado y las dimensiones del tambor y la probeta. Supone un gran avance del DCB en cuanto a sencillez y flexibilidad, pues en este caso no es necesario medir la longitud de la grieta, se puede usar para configuraciones no simétricas y en especímenes con espesores pequeños. Sin embargo, no puede usarse en probetas con espesores grandes ni tampoco puede realizarse in situ sobre la pieza. Por otro lado, la tenacidad que se evalúa no es directamente la asociada a un modo I de fractura, sino que existe cierta mixicidad a causa de posibles deslizamientos relativos en la interfaz entre el laminado a pelar y el resto de la probeta.

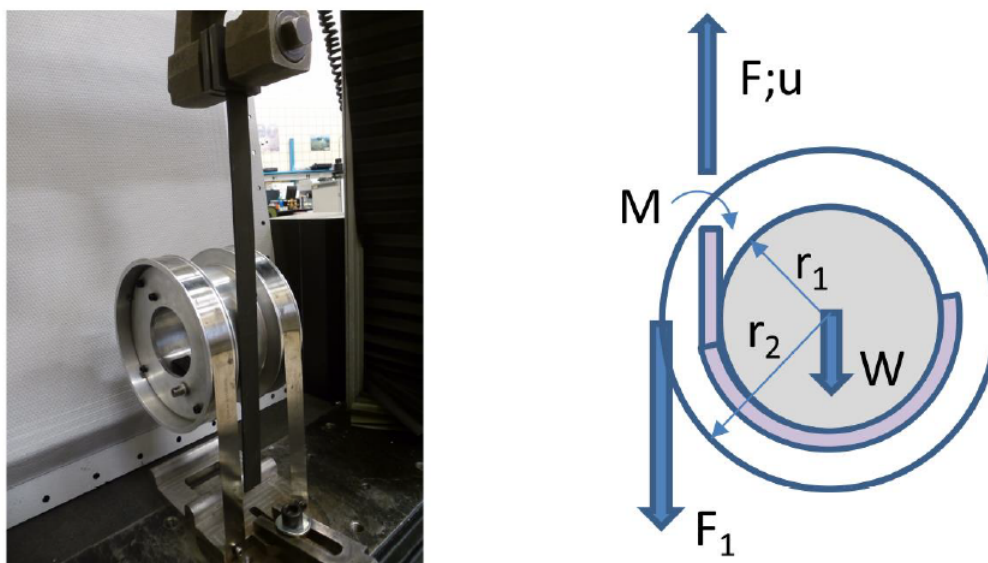


Figura 2.2 Ensayo Climbing Drum Peel (CDP) [11].

2.2 Las nuevas propuestas de ensayo de pelado

Los procedimientos presentados anteriormente están mundialmente aceptados para evaluar la calidad de una unión adhesiva, pero se precisa de una máquina universal de ensayos para aplicar la carga, lo que, como hemos comentado anteriormente, los hace inviables para su aplicación in-situ. Dado el interés de introducir esta aplicación en el proceso productivo, se planteó la idea de diseñar una nueva configuración que no requiriera la necesidad de medir la posición del vértice de la grieta, además de permitir la realización de los ensayos sobre los componentes estructurales directamente y de forma sencilla.

El primer ensayo que cumplía dichos requisitos fue desarrollado por el GERM y es denominado ensayo Horizontal Drum Peel (HDP, Patente N° 201730163, ver Figura 2.3). Mediante un par de rotación aplicado directamente al tambor a través de una célula de carga (en este caso de torsión), se calcula la tenacidad a fractura en función de los momentos de pelado, los momentos de liado y las dimensiones de la probeta y el tambor. De nuevo, la tenacidad que se evalúa no es directamente la asociada a un modo I de fractura, sino que existe cierta mixicidad, aunque en general es baja. La única desventaja es que este ensayo no puede realizarse, al igual que en el CDP, en adherentes con espesores grandes. En un primer momento se realizaron simulaciones numéricas que permitieron ver la influencia de los diferentes parámetros (rigidez de las láminas, propiedades del adhesivo...), observar el comportamiento de las probetas durante el ensayo, así como fijar de forma adecuada las dimensiones del tambor, la capacidad de la célula de torsión y la potencia del motor [17]. Más tarde se realizarían ensayos experimentales que comprobarían, de primera mano, todas sus ventajas [12][16].

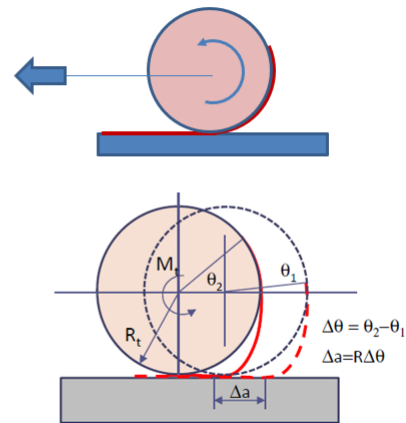


Figura 2.3 Ensayo Horizontal Drum Peel (HDP)[11].

El primer modelo presentado del HDP fue aceptado con éxito en el sector, siendo necesaria una evolución del mismo para reducir su peso y conseguir una mayor adaptabilidad del dispositivo a diferentes posiciones y lugares de ensayo.

A su vez, el avance y evaluación del ensayo, junto a la gran aceptación del HDP favorece el diseño de un segundo dispositivo de pelado, el Horizontal Open Displacement (HOD) [12], con intención de mejorar el dispositivo existente a las necesidades requeridas. El nuevo ensayo cubriría una serie de objetivos requeridos por el sector. Al ser un ensayo que se desea introducir en la ya existente cadena de producción de la pieza en cuestión, debe ser un ensayo in-situ y debe requerir el menor tiempo posible, al igual que el HDP. Su ejecución debe ser sencilla para el operario y el postprocesado de los resultados debe ser mínimo. Se trata, en definitiva, que operarios poco cualificados puedan llevar a cabo el ensayo con éxito. El dispositivo debe ser de fácil manejo y el software necesario para dicho ensayo también debe ser lo más sencillo posible, de modo que tras su ejecución se determine la validez del encolado de la pieza.

El modelo de HOD se puede observar en la Figura 2.4:

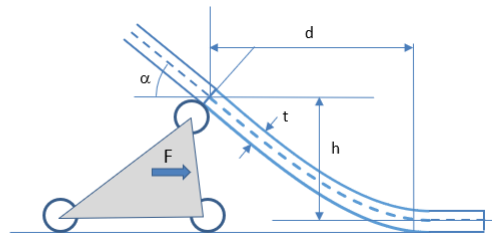


Figura 2.4 Ensayo Horizontal Open Displacement [11].

El ensayo HOD permite obtener la fuerza de pelado directamente del ensayo y permite realizarlo in situ sobre la pieza real, pelando la piel con un rodillo que se mueve entre los dos adherentes y registrando la fuerza necesaria para mover el rodillo mediante una célula de carga. Esta fuerza es precisamente la fuerza de pelado.

Al igual que ocurrió con el HDP, se desarrolló un modelo numérico que comprobó la validez analítica del nuevo modelo [10]. Más tarde se realizaría una campaña experimental que comprobaría los resultados obtenidos, comparándolos con el ensayo de referencia CDP y el HDP [12].

Finalmente, en [11] serían estudiados aspectos que quedaban poco clarificados en los proyectos mencionados con anterioridad:

- En el ensayo DCB se estudia el efecto de los sistemas de aplicación de carga (configuración simétrica y no simétrica), el estudio de situaciones no simétricas, así como consideraciones sobre el modelo cohesivo y las simulaciones numéricas.
- En el ensayo CDP se estudia el efecto del diámetro del tambor tanto para cinta unidireccional como para tejido.
- En el ensayo HDP se estudia de nuevo el efecto del diámetro del tambor y la mixicidad del ensayo.

A modo de síntesis, se presenta en la Figura 2.5 algunas características de los diferentes ensayos nombrados con anterioridad:

	DCB	CDP	HDP	HOD
No hay que medir la grieta	✗	✓	✓	✓
Vale para configuraciones no simétricas (h_1, h_2)	✗	✓	✓	✓
Vale para pequeños desplazamientos ($h > 1$ mm)	✓	✗	✗	✓
Vale para grandes desplazamientos ($h < 1$ mm)	✗	✓	✓	✓
Se puede realizar in-situ sobre la pieza real	✗	✗	✓	✓

Figura 2.5 Comparación entre los diferentes ensayos de pelado [11].

3 Caracterización mecánica del material

Tal y como se ha mencionado en el Capítulo 1, para determinar la tenacidad a fractura interlaminar es necesario conocer las propiedades del material en cuanto a rigidez. Para disponer de datos precisos de propiedades de rigidez se lleva a cabo una campaña de ensayos de caracterización a tracción. Además, a la hora de realizar los cálculos de G_{IC} es necesario conocer el espesor de las probetas. Así, el uso de Peel Ply incrementa teóricamente el espesor, además de experimentalmente como puede verse en [4]. Por este motivo, la campaña de ensayo se lleva a cabo sobre probetas sin Peel Ply y con Peel Ply para comparar los resultados obtenidos.

3.1 Materiales empleados

Se describen a continuación los materiales empleados para la realización de la campaña de ensayos de caracterización:

- Cinta de 0° HEXPLY M21E/34 %/UD194/IMA-12K (IPS05-27-002-01 [2]) donde la notación empleada indica: tipo de resina / porcentaje de peso de resina / Unidireccional y peso de fibra en g/cm^2 / tipo y nº de filamentos por fibra.
- Tejido Pelable (Peel ply) M21-48 %-BI9842.
- Adhesivo estructural Z-15429 Rosa (I+D-P 187).

3.2 Determinación de E_{11}

La determinación de esta constante experimental se realiza a través de un ensayo de tracción mediante un laminado unidireccional a 0° , tal y como se muestra en [1].

En la Figura 3.1 se observa un esquema de las probetas de caracterización que se utilizan:

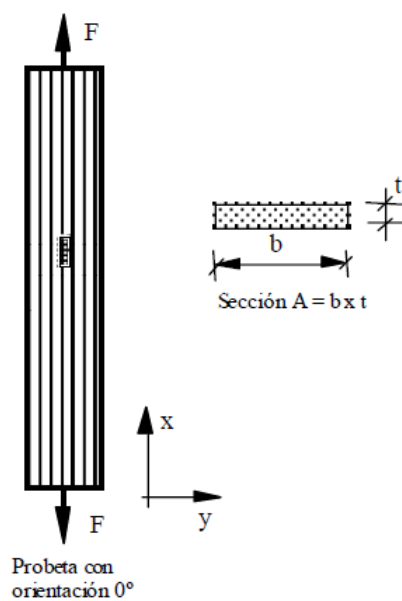


Figura 3.1 Esquema de las probetas de caracterización [1].

Así, se colocan en la parte central dos galgas en la dirección x (dirección de la aplicación de la carga) una por cada lado del panel para obtener ϵ_x con mayor precisión. A partir de estas medidas, la carga aplicada y la geometría de la propia probeta se obtiene E_{11} según la siguiente fórmula:

$$E_{11} = \Delta F / (A \Delta \epsilon_x) \quad (3.1)$$

3.3 Proceso de fabricación de las probetas

3.3.1 Planificación del proceso de fabricación

Los paneles que se fabrican se organizan como:

- Panel de cinta unidireccional a 0° sin Peel Ply.
- Panel de cinta unidireccional a 0° con Peel Ply M21-48 %-BI9842.

Las dimensiones de dichos paneles tendrán que cumplir con la norma UNE-EN 2561 en la cual las probetas deberán tener las dimensiones correspondientes a la Figura 3.2:

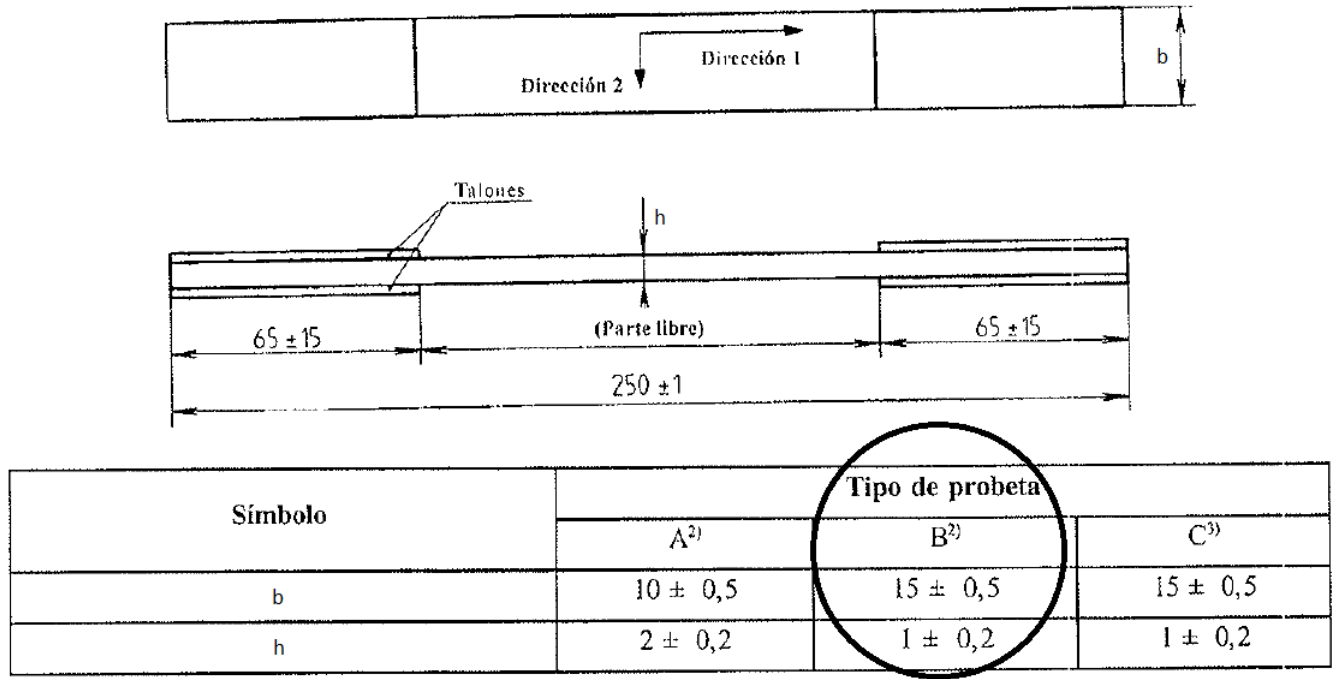


Figura 3.2 Dimensiones de las probetas según UNE-EN 2561.

Las mismas dimensiones pueden encontrarse en la norma ASTM D3039.

Para determinar el número de capas necesarias, se hace uso de la IPS 05-27-002-01 [2], y se comprueba que es necesario apilar 6 capas de cinta de 0.181 mm de espesor para cumplir con la norma. Además, en el caso del panel con Peel Ply se añadirán 2 capas de éste, una por cada lado del panel. Las dimensiones de los paneles a fabricar serán de 150 x 280 mm.

En la Figura 3.3 se pueden observar las capas de los diferentes paneles y sus dimensiones:

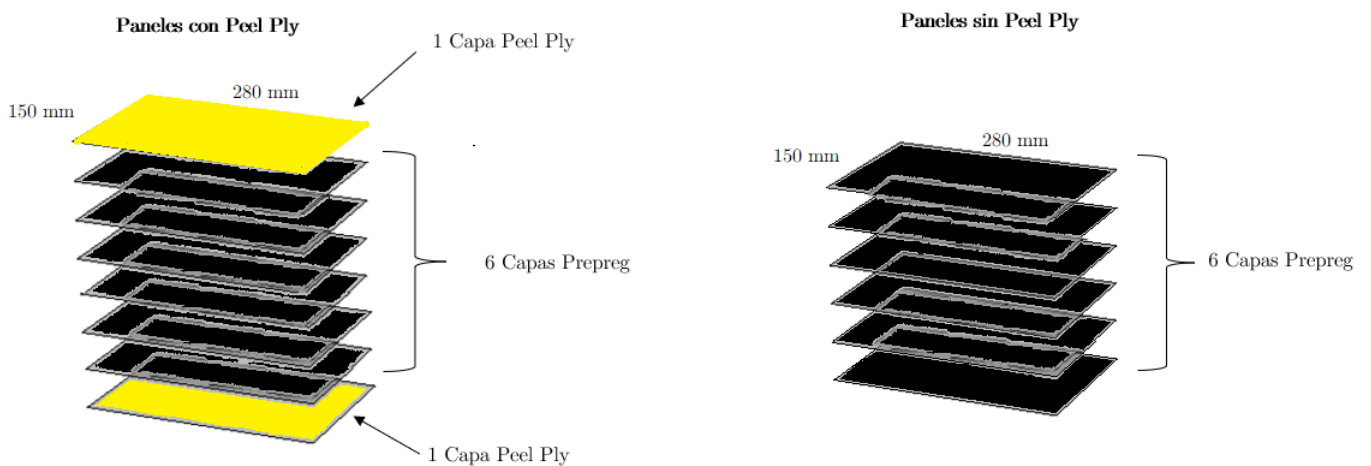


Figura 3.3 Número de capas de los diferentes paneles y sus dimensiones.

3.3.2 Corte, apilado de láminas y precompactación en bolsa de vacío

El corte y apilado de las láminas se realiza en la sala limpia del LERM con el fin de mantener bajos niveles de contaminación y tener un ambiente controlado de temperatura, humedad, partículas de aire, presión interior, flujo de aire e iluminación.

El proceso de fabricación es el denominado Prepreg hand lay-up, por lo que hay que tener especial cuidado con la orientación de las fibras. En el caso de las láminas de cinta, se apilan las 6 capas y posteriormente se aplica una precompactación en una bolsa de vacío diferente a la que se utilizará en el curado del autoclave con el objetivo de obtener una mayor uniformidad entre las capas. En el caso del panel con Peel Ply, se aplica una precompactación adicional junto con las dos láminas de Peel Ply.

En las Figuras 3.4, 3.5 y 3.6 se muestran los resultados tras el proceso de corte, laminación y la bolsa de vacío utilizada para la precompactación.

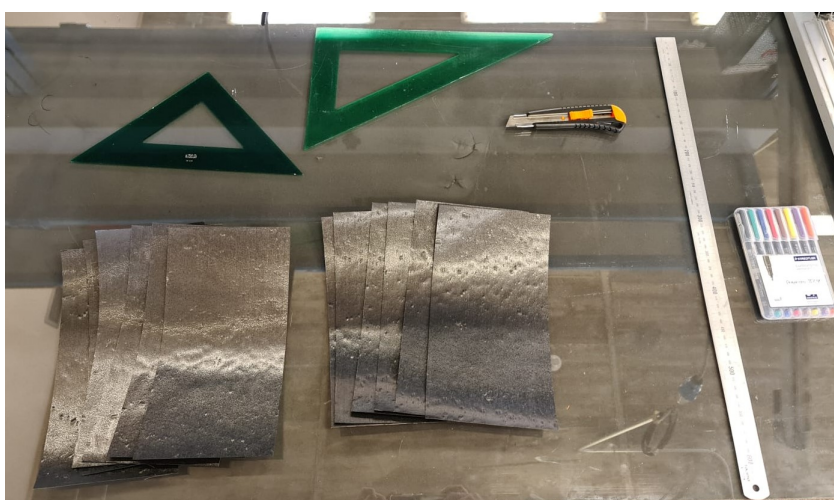


Figura 3.4 Corte manual de las láminas.



Figura 3.5 Laminación del panel sin Peel Ply (izq.) y del panel con Peel Ply (der.).

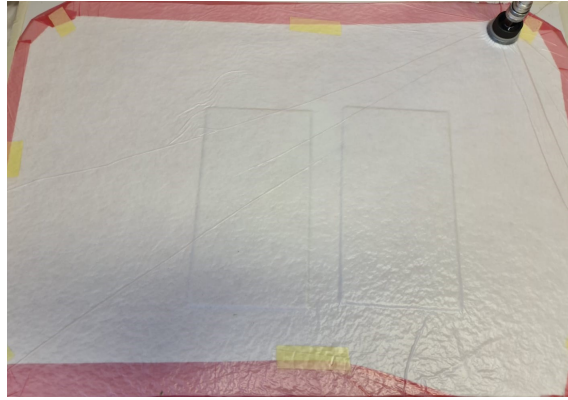


Figura 3.6 Bolsa de vacío de precompactación de la sala limpia.

3.3.3 Preparación de la bolsa de vacío

Para la correcta preparación de la bolsa de vacío se siguen los siguientes pasos:

- Lijado y limpieza de la plancha de metal.
- Colocación de la cinta de cromato alrededor de la plancha de metal.
- Colocación de una capa de film separador, los laminados, los tacos de corcho para evitar la fluencia excesiva de la resina y de nuevo, otra capa de film separador.
- Colocación de una capa de airweave.
- Colocación de las tomas de vacío.
- Colocación del film de vacío (nylon) y cierre de la bolsa.

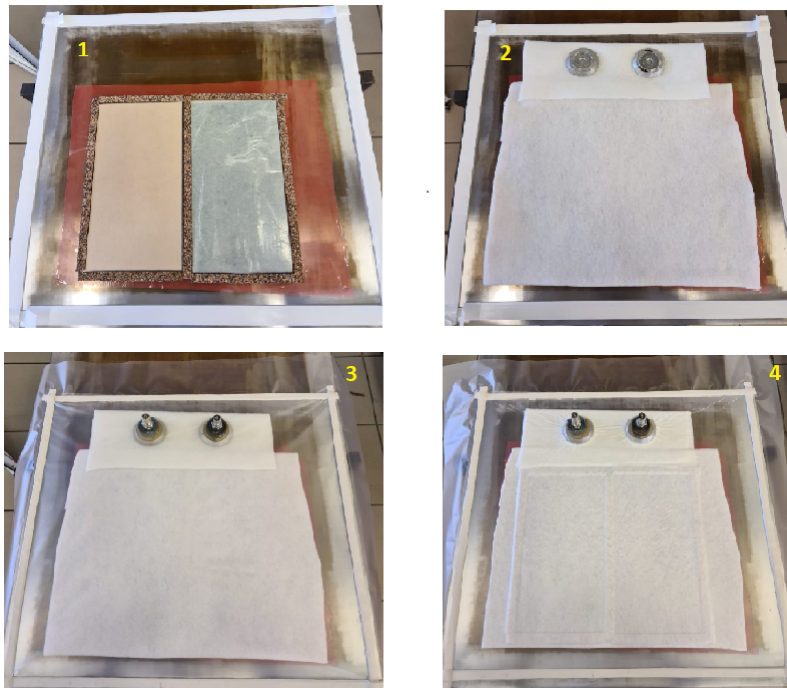


Figura 3.7 Proceso de bolsa de vacío de curado en autoclave.

Previo al curado, se comprueba el vacío de la bolsa en el autoclave para detectar posibles fugas que pudiera originar enlaces en la resina no deseados.

3.3.4 Curado en autoclave

El curado se lleva a cabo en el autoclave del LERM (ver Figuras 3.10 y 3.11), el cual ejerce una presión, vacío y temperatura determinados para curar los paneles, conseguir la polimerización de la resina y formar así el material compuesto final.

El ciclo utilizado para la fabricación de los paneles es tomado de la IPS 05-27-002-01 [2] (Ver Figura 3.8). El resultado tras el ciclo de curado se puede observar en la Figura 3.9

Appendix A
Cure cycle for release test specimen manufacturing

Table A.1: Cure Cycle for Release Test Specimen Manufacturing

Property	Unit	Requirement
Vacuum bag gauge pressure	kPa	-65 to -100
Vent to atmosphere when the autoclave gauge pressure reaches	kPa	140
Autoclave gauge pressure	kPa	700 -100/+300
Heating rate	°C/minute	0.5 - 1.0
Cure temperature	°C	180 ± 5
Duration at cure temperature	minute	120 -0/+60
Cooling rate	°C/minute	1.0 – 3.0
Removal temperature	°C	65 maximum
NOTE 1: See Figure B-1 for gauge pressure definitions NOTE 2: The temperature shall be continuously recorded using a minimum of two thermocouples embedded in the material or tool or autoclave		

Figura 3.8 Ciclo de curado de los paneles [2].



Figura 3.9 Paneles de caracterización curados.

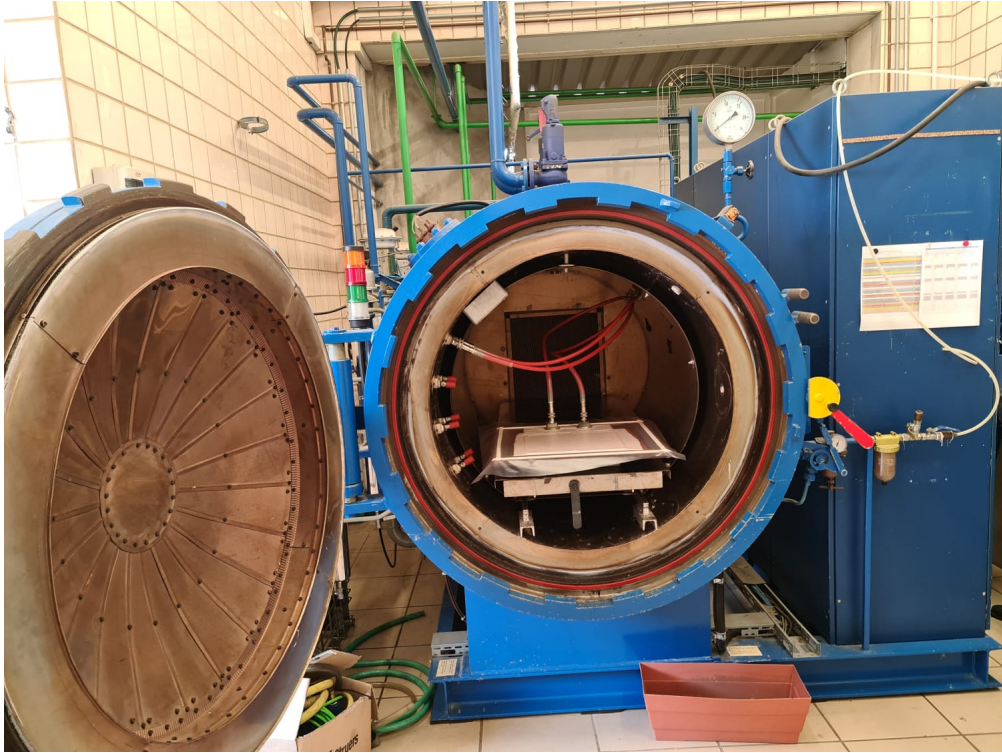


Figura 3.10 Autoclave del LERM-1.

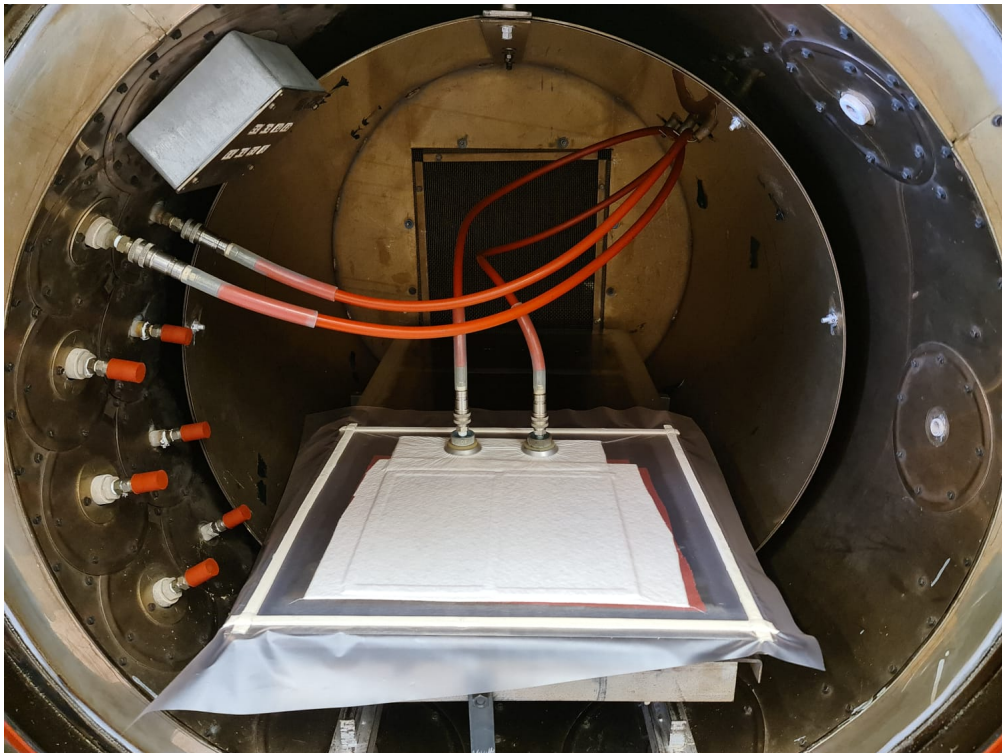


Figura 3.11 Autoclave del LERM-2.

3.3.5 Lijado de los tacos de fibra de vidrio y del panel sin Peel Ply

Tras el curado, se preparan y se lijan los tacos de fibra de vidrio de las futuras probetas para que la superficie de pegado esté lo más limpia posible. Para ello, se utiliza la pistola de chorro de arena (Figura 3.12):



Figura 3.12 Pistola de chorro de arena.

Es preciso indicar que también se lija el panel sin Peel Ply en la zona de pegado de los tacos . En el caso del panel con Peel Ply, éste se retira dejando la superficie perfectamente acondicionada para el pegado de los tacos de fibra de vidrio. En la Figura 3.13 se puede observar la rugosidad aplicada por el Peel Ply sobre el panel:



Figura 3.13 Rugosidad aplicada por el Peel Ply.

3.3.6 Corte de los tacos de fibra de vidrio

Para cortar los tacos de fibra de vidrio se utiliza la sierra de disco de diamante refrigerada con agua (ver Figura 3.14). Ésta tiene instalado un calibre para asegurar que las dimensiones de corte son las deseadas. Las dimensiones de los tacos de vidrio son de 150 mm x 56 mm (8 unidades). Dichas dimensiones cumplen con la norma UNE-EN 2561.



Figura 3.14 Sierra de disco de diamante.

3.3.7 Pegado de tacos de vidrio a los paneles

Los tacos de vidrio se pegan a los paneles haciendo uso del Adhesivo Z-15429 Rosa. Para ello, se cortan tiras del mismo tamaño que los tacos de vidrio y se colocan entre los paneles y los tacos en los extremos que han sido lijados. Estos tacos permitirán el agarre de las probetas en las mordazas de las máquinas de ensayos.

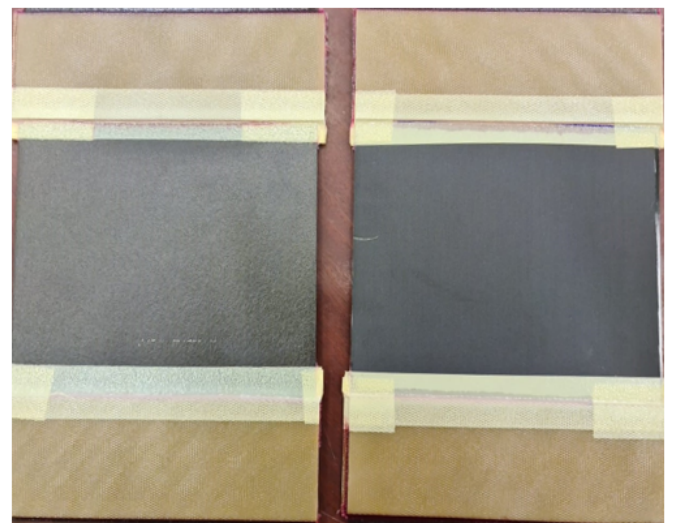
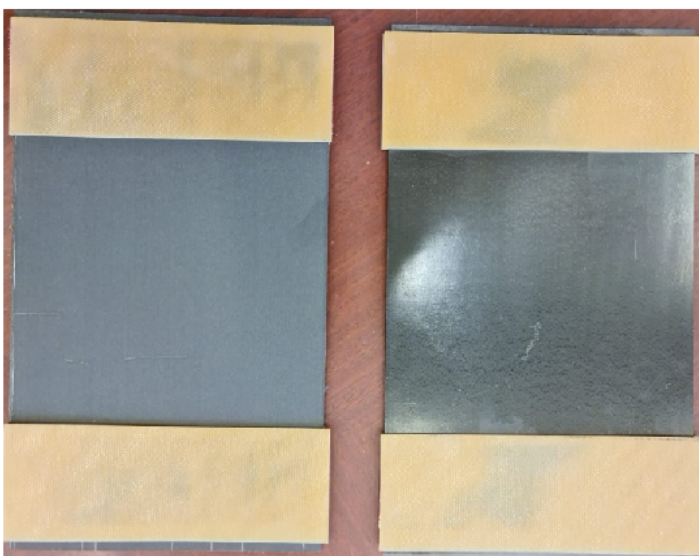


Figura 3.15 Pegado de los tacos de vidrio.

3.3.8 Preparación de bolsa de vacío de los paneles

La preparación de la bolsa de vacío que curará el adhesivo Z-15429 sigue los mismos pasos que la utilizada para el curado de los paneles. La única diferencia es que ésta se trata de una bolsa de vacío doble (ver Figura 3.16), es decir, la bolsa de vacío cierra sobre sí misma y no sobre una plancha de acero. Esta bolsa de vacío permitirá aplicar la misma presión a ambos lados de los tacos de vidrio para que el pegado del adhesivo sea perfectamente uniforme.

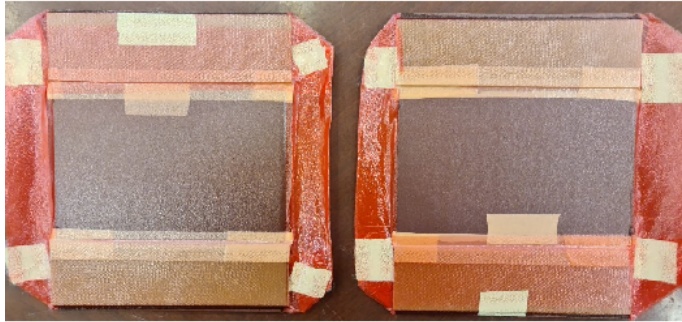


Figura 3.16 Bolsa de vacío de curado del Adhesivo Z-15429.

3.3.9 Curado de los paneles con tacos de vidrio

El curado de los paneles con tacos de fibra de vidrio se realiza de nuevo en el autoclave del LERM, con la diferencia de que ahora el ciclo de curado es el del adhesivo Z-15429. Las características del ciclo de curado pueden observarse en la Figura 3.17:

Property	Unit	Value
Vacuum bag gauge pressure	bar	-0.9
Autoclave gauge pressure	bar	1.2
Heating rate	°C/min	1.1875
Cure Temperature	°C	125
Duration at cure temperature	min	160
Cooling rate	°C/min	2

Figura 3.17 Ciclo de curado del Adhesivo Z-15429 (I+D+P 187).

3.3.10 Resanado y corte de las probetas

Una vez curado el panel con el ciclo del adhesivo, ya podemos proceder a resanar y cortar las probetas que se caracterizarán. De nuevo se usa la sierra de disco de diamante, ajustando con el calibre el ancho de las probetas según la norma. En concreto la anchura se recomienda que sea de 15 mm. Con el resanado y el corte se obtienen 8 probetas del panel sin Peel Ply y 8 probetas del panel con Peel Ply.

En la Figura 3.18 se puede observar el resultado final del proceso de fabricación de las probetas de caracterización y una tabla con las dimensiones de las probetas. Nota: para la medida del espesor y del ancho de las probetas se ha usado un micrómetro de caras planas para mejorar la precisión.

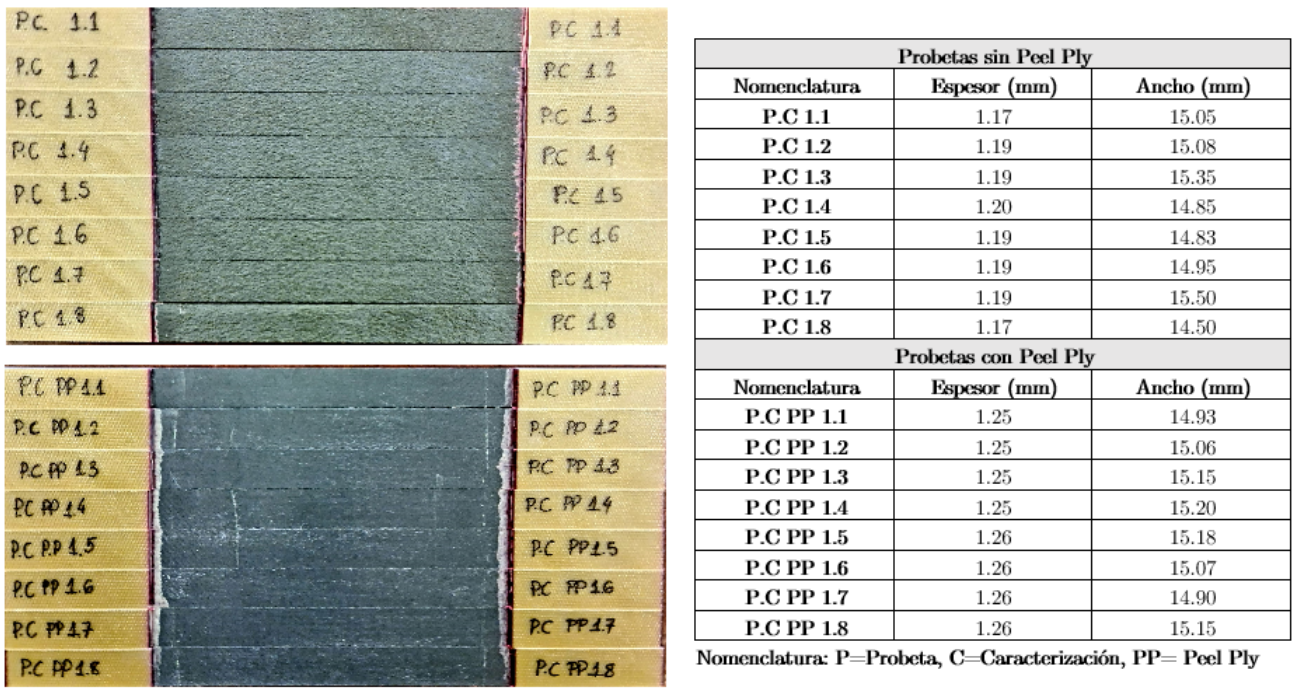


Figura 3.18 Probetas de Caracterización y dimensiones.

3.4 Colocación y pegado de galgas extensométricas

El proceso de colocación y pegado de las galgas extensométricas que permitirán medir las deformaciones en el ensayo de tracción es el siguiente:

- Seleccionar el tipo de galga. En concreto, se selecciona la galga tipo 1-LY41-6/120.
- Limpieza de la superficie de trabajo.
- Centrado de la posición de pegado mediante el calibre de altura.
- Pegado de las galgas a las probetas mediante adhesivo Z-70.
- Soldado de los cables a las galgas.

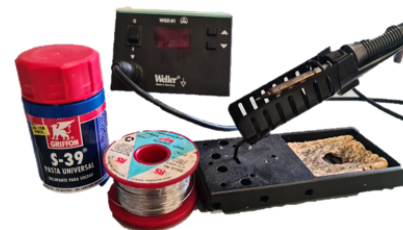
Así, se proporcionan galgas a dos caras de la probeta con el fin de obtener una medida más precisa.



Pack Adhesivo Z-70



Galgas Extensométricas 1-LY41-6/120



Instrumentos de soldadura



Probetas instrumentadas

Figura 3.19 Probetas de caracterización instrumentadas.

3.5 Preparación, realización del ensayo de tracción y resultados

Puesto que el ensayo tiene como objetivo la obtención de E_{11} sin llegar a la rotura del material, se calcula previamente la carga de rotura teniendo en cuenta el área media de las probetas y el valor estándar de σ_T . De esta forma, se realiza el ensayo, calculando E_{11} según la norma UNE-EN 2561 (entre el 10 % y el 50 % de la carga de rotura).

En el ensayo, se escogen como probetas aquellas con la siguiente nomenclatura: P.C 1.2, P.C 1.3, P.C 1.4 , P.C PP 1.2, P.C PP 1.3 y P.C PP 1.4, es decir, tres probetas por cada tipo de panel.

En la Figura 3.20 se observan algunas de las probetas ensayadas, los útiles de ensayo, el software utilizado y la máquina de ensayo INSTRON 4482, la cual tiene instalada una célula de carga de 100 KN. En la Figura 3.21 se tienen las probetas de caracterización una vez han sido ensayadas.



Figura 3.20 Ensayo de caracterización.



Figura 3.21 Probetas de caracterización ensayadas.

Los ensayos arrojan resultados de carga (N) y deformaciones ($\mu\epsilon$) en formato txt, por lo que son copiados a formato Excel y posteriormente son tratados en MATLAB. En las Figuras 3.22 y 3.23 podemos observar la evolución de la carga frente a las deformaciones de las galgas, tanto para las probetas con Peel Ply como sin Peel Ply.

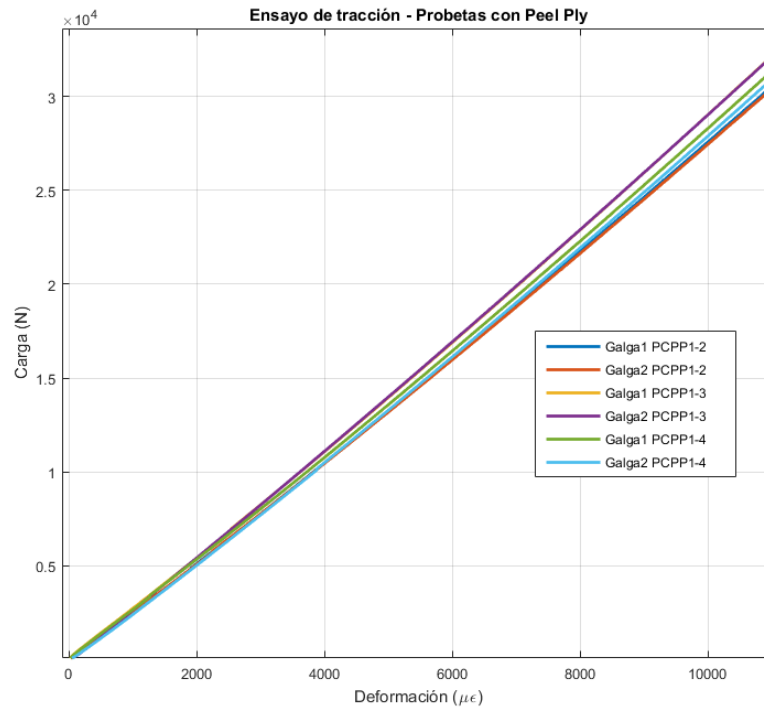


Figura 3.22 Ensayo de tracción- Probetas con Peel Ply.

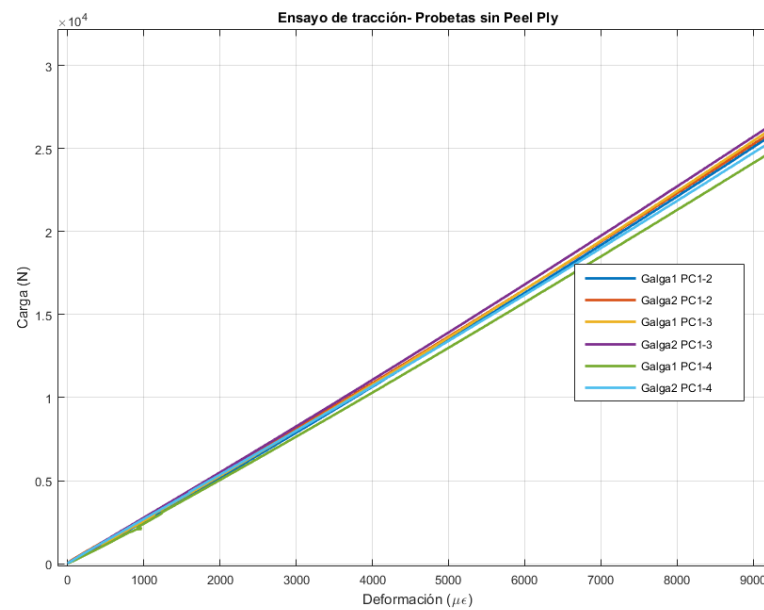


Figura 3.23 Ensayo de tracción- Probetas sin Peel Ply.

Los valores de E_{11} se adjuntan en la tabla de la Figura 3.24 y son obtenidos haciendo uso de hojas de Excel (con la norma programada) aportadas por los tutores:

Probeta	Media E_{11} (GPa)	Media total E_{11} (GPa)
P.C 1-2 Galga 1	152.03	155.13
P.C 1-2 Galga 2		
P.C 1-3 Galga 1	158.44	
P.C 1-3 Galga 2		
P.C 1-4 Galga 1	154.91	
P.C 1-4 Galga 2		
Probeta	Media E_{11} (GPa)	Media total E_{11} (GPa)
P.C PP 1-2 Galga 1	149.36	152.01
P.C PP 1-2 Galga 2		
P.C PP 1-3 Galga 1	155.67	
P.C PP 1-3 Galga 2		
P.C PP 1-4 Galga 1	151.01	
P.C PP 1-4 Galga 2		

Figura 3.24 Ensayo de tracción- Resultados.

Haciendo la media de los resultados obtenidos para todas las probetas se tiene que $E_{11} = 155.13$ GPa para las probetas sin Peel Ply y $E_{11} = 152.01$ GPa en el caso de las probetas con Peel Ply.

4 Determinación de la tenacidad a fractura interlaminar en materiales compuestos

4.1 Cálculo de la cortadura interlaminar G_C

4.1.1 Ensayo DCB

Descripción del ensayo

El ensayo consiste en someter a una probeta que contiene una grieta pre-existente a una fuerza de pelado de forma que se propague la grieta. Para ello se hace uso de una máquina universal de ensayos, con un utillaje especial que permite el agarre de la probeta.

En la Figura 4.1 se observa la máquina de ensayo utilizada y el útil de agarre, junto con la probeta:

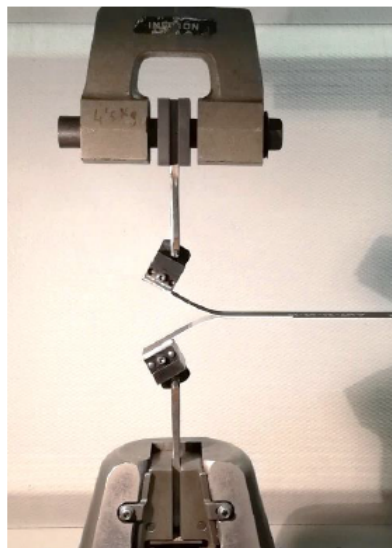
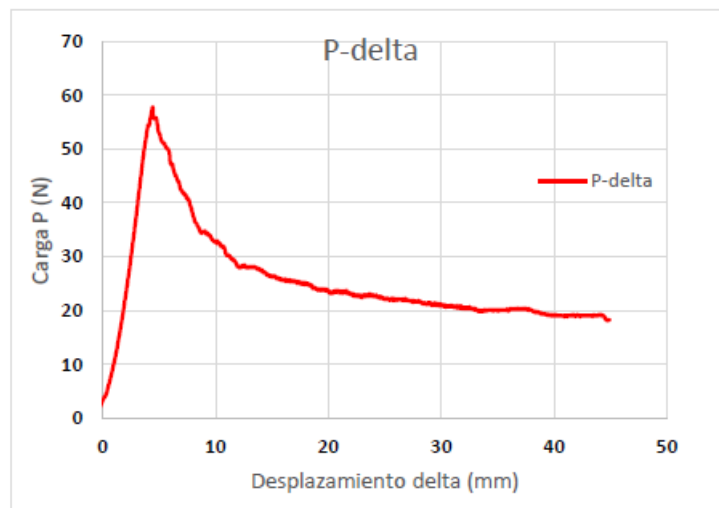


Figura 4.1 Ensayo DCB [4].

Durante la propagación de la grieta se registra la fuerza (P), el desplazamiento de la cruceta (δ) y la longitud de la grieta (a), obteniéndose una curva típica como la que se observa en la Figura 4.2:



El cálculo de la cortadura interlaminar G_C se realiza teniendo en cuenta las normas vigentes de aplicación: ASTM D5528, ISO 15024 y AITM 1-0053, las cuales se explican a continuación. Todas ellas contemplan únicamente la situación en la que el laminado es simétrico a ambas caras de la grieta. Sin embargo, también se ensayarán laminados no simétricos 4+8, por lo que se seguirá otro procedimiento que será más adelante explicado.

El único inconveniente que presenta el utillaje es que para los adherentes de 4 capas se produce la flexión del laminado que puede inducir tensiones no deseadas. Este error ya fue detectado en [14] y se debe a que el espesor del laminado es menor que la cola de milano del utillaje.

El proceso de pegado de dichos tacos se explica en el capítulo 4.2.

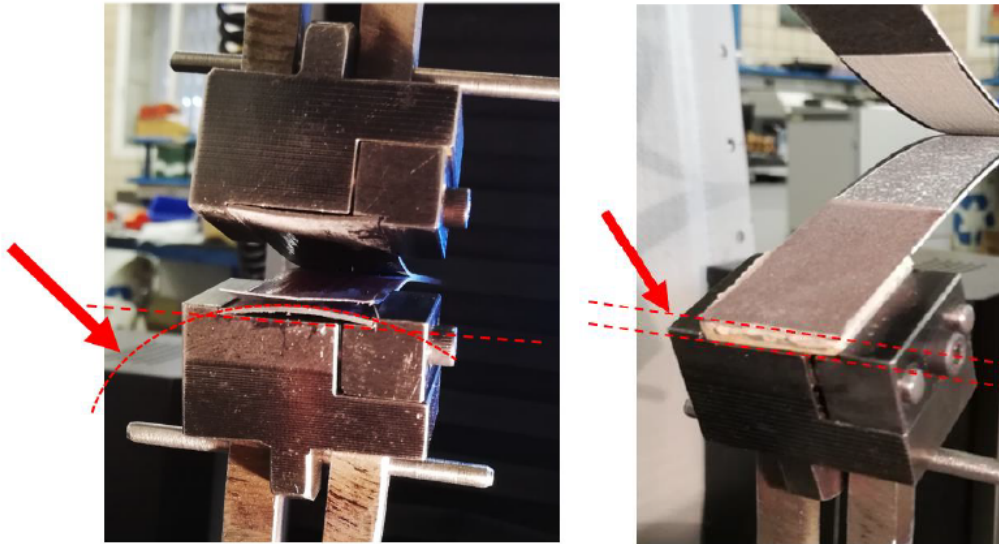


Figura 4.4 Probeta sin taco (izquierda) y probeta con taco (derecha) [14].

En el caso de uniones encoladas será necesario además reportar el modo de fallo existente, los cuáles han sido explicados en el Capítulo 1.2.

Por último mencionar que durante el ensayo se realizan fotografías de cada probeta de las configuraciones de 4+8 para medir el ángulo que giran postprocesándolas mediante CATIA V5 o haciendo uso de cualquier otro software (Ver Figura 4.5).

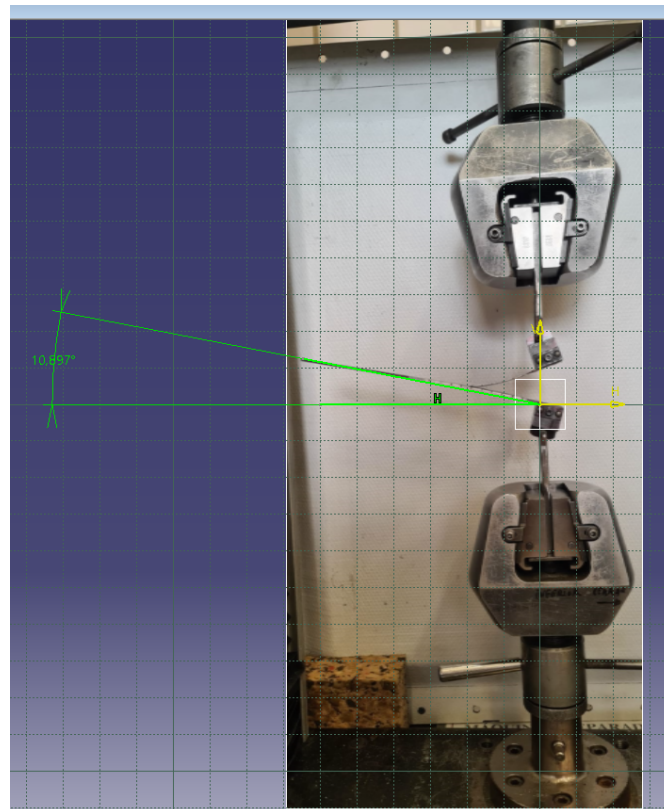


Figura 4.5 Obtención del ángulo de giro de las probetas de 4+8 mediante CATIA V5..

Cálculo de G_C según AITM 1-0053

Si los desplazamientos son pequeños y el laminado es simétrico, se calcula G_C como:

$$G_C = G_{IC} = \frac{A}{b\Delta a} \quad (4.1)$$

donde A es el área comprendida entre la curva P- δ y las rectas que unen los puntos con grieta de longitud a y longitud a+ Δa con el origen, b es el ancho de la probeta y Δa es el aumento de la longitud de grieta entre los puntos comentados anteriormente, que en la norma es de 60 mm.

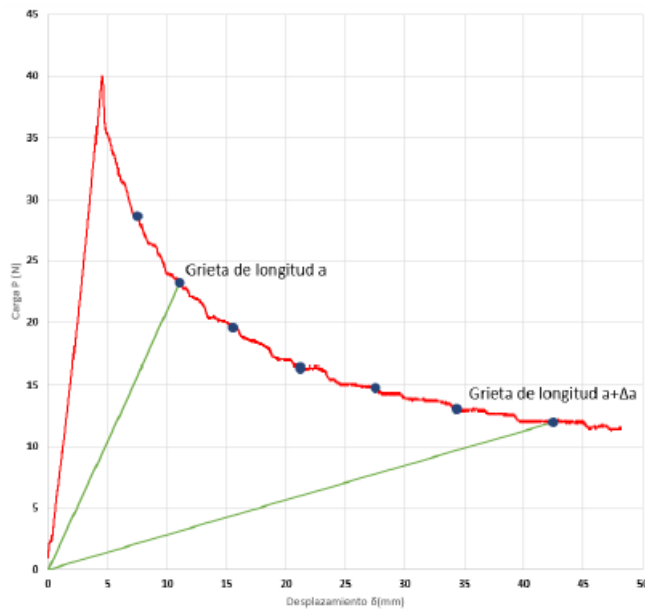


Figura 4.6 Curva P- δ en el ensayo DCB [11].

Sin embargo, esta fórmula presenta algunos inconvenientes:

- Cuando la curva no es suave y se producen saltos (stick-slip) los resultados pueden no ser correctos.
- Es necesario medir la longitud de la grieta, con las dificultades que ello lleva consigo.
- La fórmula sólo es válida cuando se cumple la hipótesis de pequeños desplazamientos, pues cuando no se cumple la descarga no es lineal, por lo que obtener el valor del área (A) no es sencillo.
- No puede utilizarse si los laminados son no simétricos.

Cálculo de G_C según ASTM D5528 o ISO 15024

Según las normas [6][7], que hacen uso de la teoría de vigas, el valor de G_{IC} es:

$$G_{IC} = \frac{M^2}{bEI} \quad (4.2)$$

donde M es el momento flector que existe en el borde de la grieta de cada laminado, b es el ancho de la probeta y EI es la rigidez a flexión.

Para pequeños desplazamientos ($\delta/a < 0.4$) y despreciando la deformación asociada al esfuerzo cortante, la solución elástica de la viga en voladizo es:

$$M = Pa \quad (4.3)$$

$$\delta = \frac{2Pa^3}{3EI} \quad (4.4)$$

Combinando las expresiones anteriores se llega a:

$$G_{IC}(P, \delta, a) = \frac{3P\delta}{2ab} \quad (4.5)$$

De nuevo es necesario medir la longitud de la grieta, por lo que la norma establece una serie de correcciones [6][18]:

- Corrección del valor de a mediante un ajuste experimental, al considerar que el borde de la grieta no está empotrado. Consiste en sumar una cantidad Δa obtenida de un ajuste de resultados experimentales.
- Corrección por efecto de grandes desplazamientos. Consiste en multiplicar G_{IC} por un factor F .
- Corrección por el efecto del sistema de cogida. Consiste en dividir G_{IC} por un factor N .

Combinando las expresiones anteriores y añadiendo la corrección del valor de a se obtienen las siguientes expresiones:

$$G_{IC}(P, \delta, a) = \frac{3P\delta}{2(a + \Delta a)b} \quad (4.6)$$

$$G_{IC}(P, a) = \frac{P^2(a + \Delta a)^2}{bEI} \quad (4.7)$$

$$G_{IC}(P, \delta) = \frac{P^2}{bEI} \left(\frac{3EI\delta}{2P} \right)^{2/3} \quad (4.8)$$

$$G_{IC}(\delta, a) = \frac{9EI\delta^2}{4b(a + \Delta a)^4} \quad (4.9)$$

Si se mide bien el valor de a y se satisface la hipótesis de pequeños desplazamientos, todas las expresiones anteriores conducen al mismo valor de G_{IC} . Si los desplazamientos no son lo suficientemente pequeños y además el sistema de cogida influye, entonces se deben aplicar las siguientes expresiones:

$$G_{IC}^*(P, \delta, a) = \frac{3P\delta}{2(a + \Delta a)b} \frac{F}{N} \quad (4.10)$$

$$G_{IC}^*(P, a) = \frac{P^2(a + \Delta a)^2}{bEI} F \quad (4.11)$$

$$G_{IC}^*(P, \delta) = \frac{P^2}{bEI} \left(\frac{3EI\delta}{2P} \right)^{2/3} \frac{F}{N^{2/3}} \quad (4.12)$$

$$G_{IC}^*(\delta, a) = \frac{9EI\delta^2}{4b(a + \Delta a)^4} \frac{F}{N^2} \quad (4.13)$$

En este caso, aunque empleemos las expresiones en que no es necesario determinar (a), tendremos que medir (a) debido a que los factores correctores (F) y (N) dependen de la longitud de la grieta.

De nuevo estos procedimientos no son válidos para laminados no simétricos y además deben existir pequeños desplazamientos. Es necesario, por tanto, derivar un procedimiento en grandes desplazamientos.

Cálculo de G_C según Grandes Desplazamientos

Se expone en este apartado una descripción resumida de la formulación en grandes desplazamientos explicada en [11]. En dicho documento se estudia con carácter general el comportamiento de una "viga" que posee una grieta y es sometida a una carga que flecta las dos semiprobetas. En la Figura 4.7 se muestra un esquema general del caso a analizar:

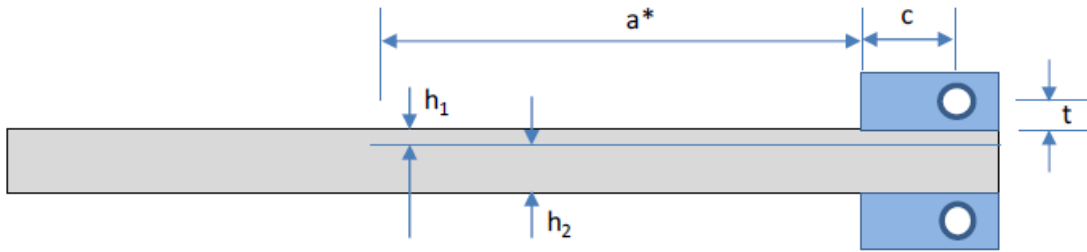


Figura 4.7 Probeta DCB- Grandes Desplazamientos [11].

La probeta es de ancho b y espesor total $h_1 + h_2$ (despreciándose el espesor de la lámina de adhesivo, si es que existe) presenta en sus extremos dos bloques rígidos adheridos y desde los que se aplica la carga. La longitud de la grieta es $a = a^* + c$ y la rigidez a flexión de la semiprobeta es EI .

Se tienen en cuenta las siguientes hipótesis:

- El borde de la grieta se considera empotrado, es decir, que las secciones de las dos semiprobetas en el borde de la grieta no giran.
- Las deformaciones asociadas a los esfuerzos axiales y cortantes se desprecian frente a la flexión.
- A efectos de curvatura únicamente se considera relevante el momento flector.
- Se ignora la deformación por flexión de la zona adherida a los bloques al considerarse los bloques infinitamente rígidos.

Para calcular la tenacidad a fractura interlaminar se utiliza la siguiente expresión:

$$G_C = \frac{1}{b} \left(\frac{\Delta W}{\Delta a} + \frac{\Delta U}{\Delta a} \right) \quad (4.14)$$

donde b es el ancho de la probeta, W el trabajo de las cargas externas y U es la energía interna de deformación. En el caso de que los desplazamientos sean constantes durante la propagación de la grieta, como es el caso del ensayo con control en desplazamientos, las fuerzas externas no realizan trabajo y la expresión anterior resulta en:

$$G_C = -\frac{1}{b} \frac{\Delta U}{\Delta a} \quad (4.15)$$

En el caso simétrico, la formulación de grandes desplazamientos ha sido publicada por Williams [19] y Pavelko [20] donde mediante un desarrollo matemático se llega a la expresión:

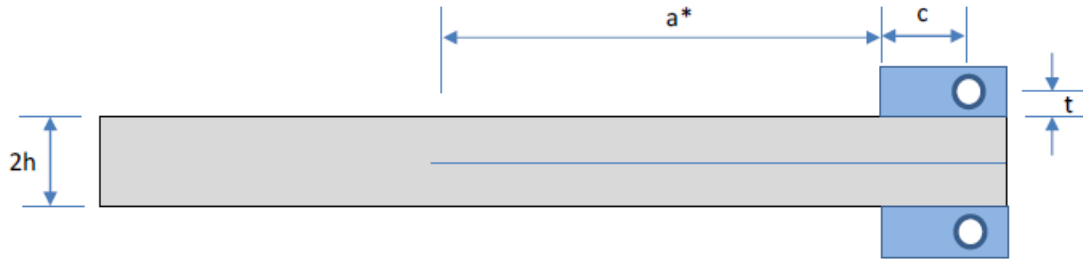


Figura 4.8 Probeta DCB simétrica- Grandes Desplazamientos [11].

$$G_{IC} = G_C = \frac{2P}{b} \text{Sen}(\alpha_0) \quad (4.16)$$

donde α_0 es un parámetro que se obtiene a partir de la carga P y el desplazamiento de la cruceta δ . Este procedimiento además permite que no sea necesario medir la longitud de la grieta, pues $G_{IC} = f(P, \delta)$. Sin embargo, se puede conocer a posteriori una vez se calcula α_0 .

En el caso de uniones encoladas puede ocurrir que el fallo sea por delaminación o que el procedimiento no sea simétrico. Este hecho rompe la simetría debido a que un adherente tenía inicialmente n capas y pasa a tener $n+1$, mientras que el que ha delaminado pasa a tener $n-1$. El efecto de la pérdida de simetría, como se observa en la Figura 4.9, se explica también mediante un planteamiento en grandes desplazamientos.

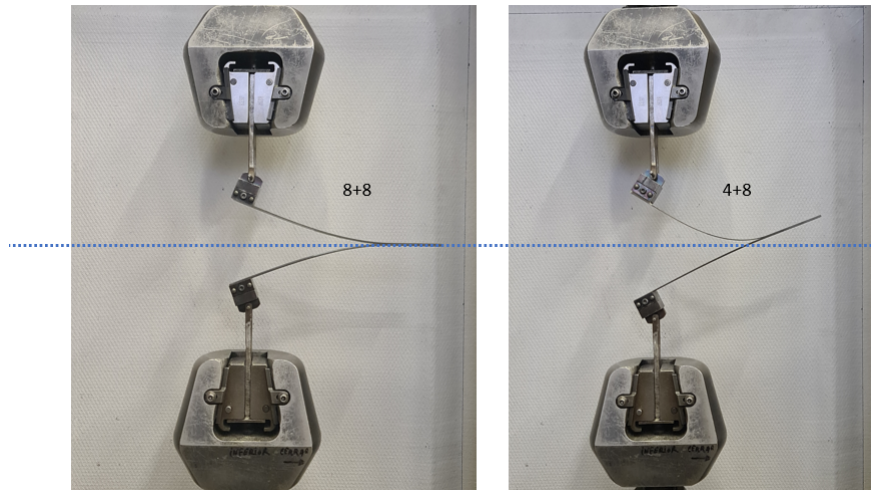


Figura 4.9 Efecto de la pérdida de simetría.

En el caso no simétrico, donde ninguno de los adherentes es infinitamente rígido, la formulación en grandes desplazamientos ha sido publicada por Sundararaman [21], la cual no tiene en cuenta el efecto de los bloques. Si se tienen en cuenta los bloques, la formulación del problema da lugar a un sistema de tres ecuaciones con tres incógnitas (α_1, α_2 y β) para P y δ dados.

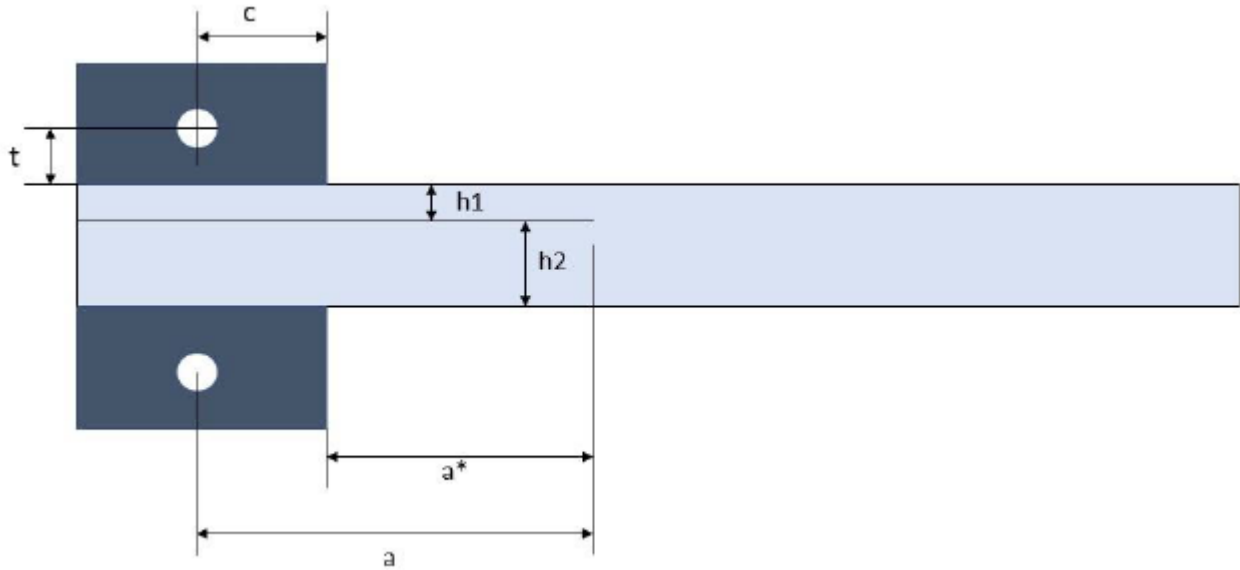


Figura 4.10 Probeta DCB simétrica- Grandes Desplazamientos [11].

La resolución de dicho sistema permite el cálculo de G_C como:

$$G_C = \frac{P}{b} (\text{Sen}(\alpha_{01}) + \text{Sen}(\alpha_{02})) \quad (4.17)$$

donde α_{01} y α_{02} se obtienen con la solución del sistema y los parámetros geométricos. De nuevo $G_C = f(P, \delta)$, por lo que no es necesario medir la longitud de la grieta.

Es importante remarcar que la ausencia de simetría provoca una mixicidad de los modos de fractura por lo que el valor de la tenacidad que se obtiene es G_C y no G_{IC} .

Procedimiento de ensayo

El ensayo se realiza en una máquina de ensayo universal electromecánica INSTRON 4482, con una célula de carga de 5 KN. Para determinar con más exactitud la longitud de la grieta a lo largo del ensayo, se realizan una serie de marcas en la probeta cada 10 mm, de forma que se anotarán en esos puntos los valores de longitud de grieta (a), valor de fuerza (P) y desplazamiento (δ). Dichas marcas expresan el inicio y el fin del ensayo, con una propagación de la grieta de 60 mm.

En la Figura 4.11 se muestra un esquema de las marcas necesarias para la realización del ensayo:

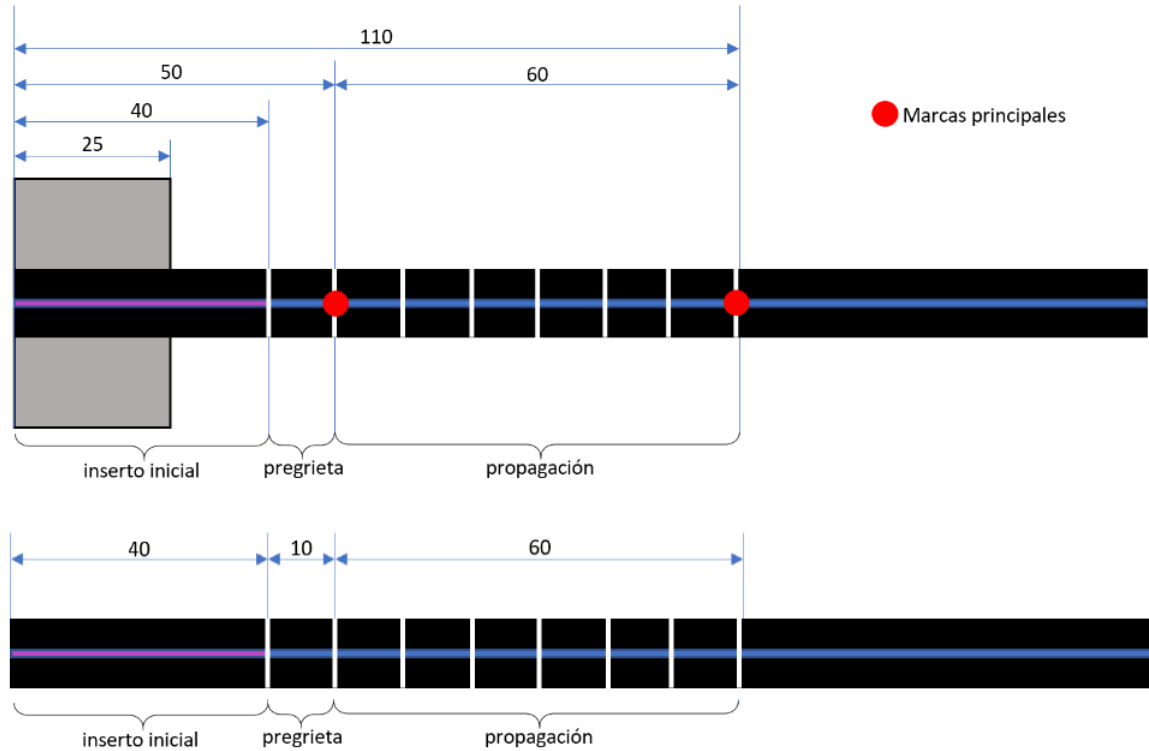


Figura 4.11 Marcas de anotación - Ensayo DCB [4].

Una vez realizadas las marcas, se agarra la probeta con el útil y se hace uso del programa de gestión de máquinas universales de ensayos Instron serie 44 v.17, en el cual se deberá introducir tanto las dimensiones de la probeta como la velocidad del ensayo.

Finalizado el ensayo, se guardan los valores de carga (P) y desplazamiento (δ) en una hoja de Excel, se evalúa el tipo de fallo de la unión de las probetas y se procesan los resultados.

4.2 Fabricación de los especímenes de ensayo

Se exponen en este apartado los materiales utilizados en la fabricación de los paneles, la geometría de éstos y los procesos de curado empleados.

4.2.1 Materiales empleados

A continuación se detallan las referencias de los materiales empleados:

- Cinta de 0° HEXPLY M21E/34 %/UD194/IMA-12K (IPS05-27-002-01 [2]).
- Peel Ply M21-48 %-BI9842.
- Adhesivo FM 300M 0.03 (IPS 10-01-006-02 [3]) (Soporte tipo MAT).

4.2.2 geometría y configuración de los paneles

Puesto que el objetivo del proyecto es evaluar la calidad de las uniones encoladas, se llevan a cabo ensayos con probetas de distintos espesores y diferentes procesos de curado. Se evaluará la unión y se comprobarán los resultados dependiendo de los siguientes procesos de curado de los paneles:

- Co-curado (Co-curing): los dos paneles están frescos y se puede o no colocar adhesivo entre ambos. En el caso de este proyecto se tomarán ambas vías (co-curado sin adhesivo y co-curado con adhesivo) y el ciclo de curado se corresponde con el del prepreg.
- Co-encolado (Co-bonding): uno de los paneles a unir está previamente curado y el otro fresco y entre ellos se coloca el adhesivo. El ciclo de curado se corresponde de nuevo con el del prepreg.
- Encolado secundario (secondary bonding): los dos paneles a unir están previamente curados y entre ellos se coloca el adhesivo. El ciclo de curado se corresponde con el del adhesivo.

Es preciso remarcar que, aquellos paneles curados y que se emplearán para los métodos de co-bonding y secondary bonding tendrán, además de las capas de prepreg, una lámina de Peel Ply en la cara que estará en contacto con el adhesivo. Este Peel Ply se retirará antes de incorporar el adhesivo y dejará la superficie perfectamente lisa y rugosa para el encolado.

Los paneles tienen espesores de 4 u 8 capas con orientación de fibra a 0°, dependiendo de las siguientes configuraciones:

- Configuración simétrica 4+4: 4F-4F, 4F-A-4F, 4F-A-4C y 4C-A-4C
- Configuración simétrica 8+8: 8F-8F, 8F-A-8F, 8F-A-8C y 8C-A-8C
- Configuración no simétrica 4+8: 4F-8F, 4F-A-8F, 4F-A-8C, 8F-A-4C y 4C-A-8C

donde la numeración indica el número de capas, F significa Fresco, A significa capa de adhesivo (1 capa) y C significa Curado.

Las dimensiones de los paneles son de 300 x 320 mm. El inserto de teflón que generará la grieta artificial tendrá unas dimensiones de 300 x 100 mm.

4.2.3 Proceso de fabricación

El proceso de fabricación comienza con la obtención de los rollos de los diferentes materiales, los cuales son almacenados en cámaras frigoríficas para evitar su degradación.

Posteriormente se planifican el número de láminas de prepreg, adhesivo y Peel Ply necesarias para cada una de las configuraciones:

- Configuración simétrica 4+4: 32 de prepreg, 3 de adhesivo y 3 de Peel Ply.
- Configuración simétrica 8+8: 64 de prepreg, 3 de adhesivo y 3 de Peel Ply.
- Configuración no simétrica 4+8: 60 de prepreg, 4 de adhesivo y 4 de Peel Ply.

Una vez cortadas, laminadas y precompactadas en la sala limpia, se realizan las bolsas de vacío necesarias y se curan en el autoclave. En total son necesarias 5 bolsas de vacío para 5 ciclos en autoclave debido a las dimensiones de los laminados.

La organización de las bolsas de vacío y los ciclos en autoclave es la siguiente:

- Bolsa 1 (ciclo prepreg): 4F-4F, 4F-A-4F , 4F+PP , 4F+PP y 4F+PP.
- Bolsa 2 (ciclo prepreg): 8F-8F, 8F-A-8F , 8F+PP , 8F+PP y 8F+PP.
- Bolsa 3 (ciclo prepreg): 4F-8F, 4F-A-8F , 8F+PP , 8F+PP, 4F+PP y 4F+PP.
- Bolsa 4 (ciclo adhesivo): 4C-A-4C, 8C-A-8C y 4C-A-8C.
- Bolsa 5 (ciclo prepreg): 4F-A-4C, 8F-A-8C , 8F-A-4C y 8C-A-4F.

Se pueden observar las diferentes bolsas de vacío realizadas en la Figura 4.12:

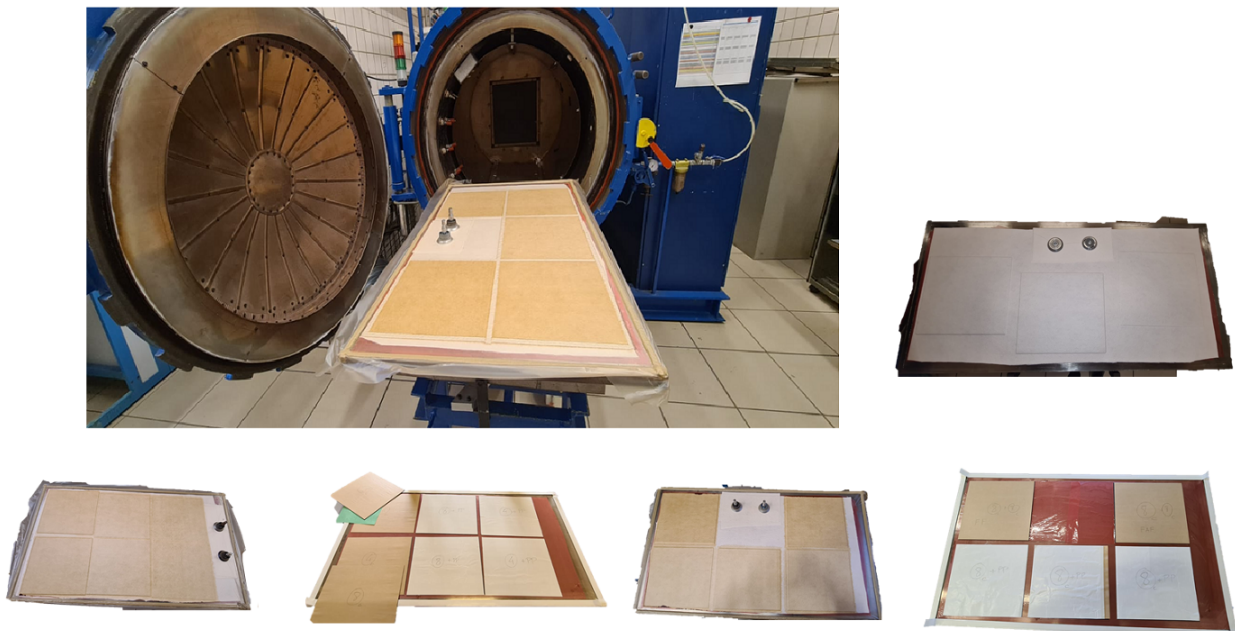


Figura 4.12 Bolsas de vacío - Fabricación paneles DCB.

Las especificaciones de los ciclos de curado son las siguientes: IPS 05-27-002-01 [2] para el ciclo del prepreg e IPS 10-01-006-02 [3] para el ciclo del adhesivo. Dichas especificaciones se señalan en la Figura 4.13:

Adhesivo FM 300M 0.03				PREPREG M21E/34%/UD194/IMA-12K		
Nº	Characteristic	Units	Requirements		Property	Unit
			Parts manufacturing	Release tests specimens manufacturing		
1	Cure equipment	-	Autoclave	Autoclave	Vacuum bag gauge pressure	kPa
2	Heating rate	°C/min	0.2 to 5 ¹⁾	2 ± 1	Vent to atmosphere when the autoclave gauge pressure reaches	kPa
3	Cure temperature	°C	170 to 185 ¹⁾	170 to 185	Autoclave gauge pressure	kPa
4	Cure time	min	60 to 180 ¹⁾	60 to 180	Heating rate	°C/minute
5	Bonding pressure in autoclave	kPa	100 to 1000 ¹⁾	300 ± 100	Cure temperature	°C
6	Cooling rate ²⁾	°C/min	< 3 ¹⁾	2 ± 0.5	Duration at cure temperature	minute
7	Vacuum pressure ³⁾	kPa	5 to 100	> 95	Cooling rate	°C/minute
Notes:				NOTE 1: See Figure B-1 for gauge pressure definitions		
1) Process conditions to be adapted if agreed in an appropriate process instruction				NOTE 2: The temperature shall be continuously recorded using a minimum of two thermocouples embedded in the material or tool or autoclave		
2) Cool down (under pressure) to ≤ 80 °C						
3) Vent to atmosphere if agreed in an appropriate process instruction						

Figura 4.13 Especificaciones de los ciclos de curado para Adhesivo (izquierda)[3] y prepreg (derecha)[2].

Una vez que están curados todos los paneles, se cortan con la sierra de disco de diamante y se obtienen las probetas, que tendrán una anchura de 25 mm y una longitud de 320 mm, con una grieta artificial de 100 mm.

En la Figura 4.14 se pueden observar todas las probetas fabricadas, siendo un total de 139 probetas:



Figura 4.14 Total de Probetas fabricadas (139) en 3 configuraciones distintas: 4+4, 8+8 y 4+8.

4.2.4 Inspección por ultrasonidos y realización de las marcas

Para delimitar exactamente dónde se encuentra la línea de separación del teflón que marca el final de la grieta artificial, se realiza una inspección ultrasónica mediante Pulso-Eco manual para comprobar que el encolado ha sido correctamente realizado. El equipo utilizado se trata de un equipo de ultrasonidos EPOCH 1000. En la Figura 4.15 se pueden observar tanto el equipo de ultrasonidos como las marcas realizadas en las probetas:

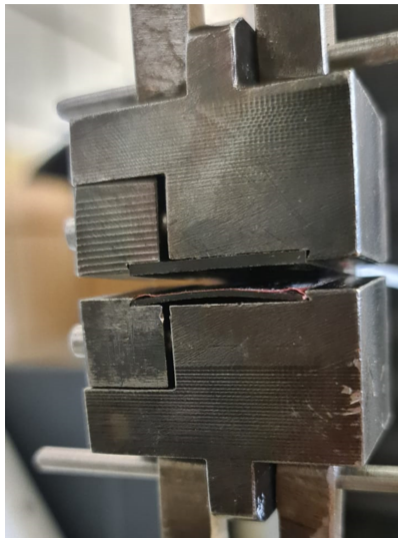


Figura 4.15 Equipo de Ultrasonidos EPOCH 1000 y marcas.

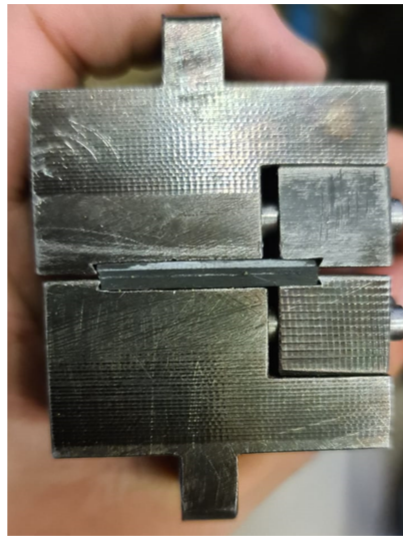
4.2.5 Preparación de las probetas

Antes de proceder a la realización de los ensayos es necesario preparar las probetas y verificar que el útil agarra correctamente éstas. Tal y como se comentó con anterioridad, se aprecia un problema de flexión en las probetas de 4+4 y 4+8 en el adherente de 4 capas, ya que el espesor es menor que el espesor de la cola de milano referido en la norma AITM1-0053. Este problema hace que se transmitan tensiones no deseadas, afectando a los valores obtenidos. Se requiere por tanto pegar unos tacos, bien de fibra de carbono bien de aluminio al adherente de 4 capas para evitar este fenómeno. Así, para determinar cuál es la mejor opción se decide pegar tacos de fibra de carbono de 4 capas a los adherentes de 4 capas correspondientes a las configuraciones de 4+8, mientras que se pegan tacos de aluminio a los adherentes de 4 capas correspondientes a las configuraciones de 4+4. Para ello se cortan tacos de fibra de carbono y de aluminio de dimensiones 25 mm x 25 mm y se pegan utilizando el adhesivo 1-X60 de polimerización en frío.

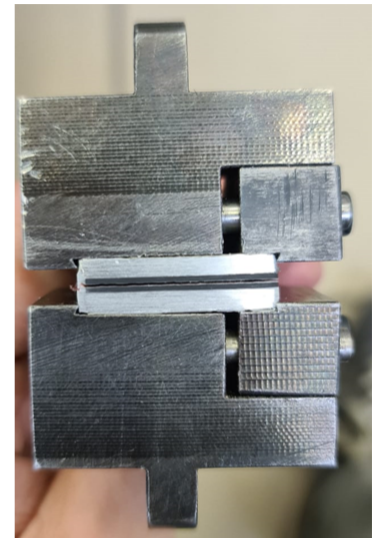
En las Figuras 4.16 y 4.17 se pueden observar las probetas con los tacos pegados y el adhesivo 1-X60 utilizado.



Flexión no deseada del adherente de 4 capas



Probeta de configuración 4+8 con taco de fibra de carbono de 4 capas pegada en el adherente de 4 capas



Probeta de configuración 4+4 con tacos de aluminio pegados en ambos adherentes de 4 capas

Figura 4.16 Flexión no deseada de los adherentes de 4 capas y tacos para evitar la flexión.

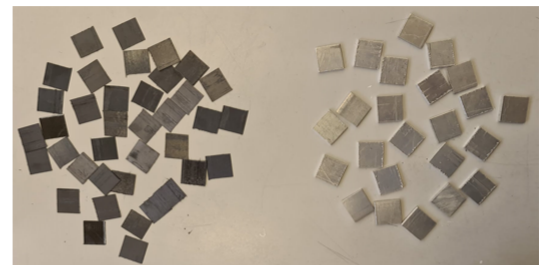


Figura 4.17 Adhesivo 1-X60.

El proceso de pegado es el siguiente: se mezclan dos componentes (A y B), siendo el A un componente en polvo y el B un componente líquido, en un recipiente en la proporción adecuada y se aplica en la parte de la probeta que interesa (en la que previamente se ha introducido una lámina de teflón en la pre-grieta para que el adhesivo no una las dos caras de la grieta). Posteriormente se coloca encima el taco (ya sea de fibra de carbono o de aluminio) y se aplica presión hasta que solidifica. Además, es importante lijar y limpiar las caras de las superficies a pegar para que el proceso sea óptimo.

4.3 Procesado de Resultados

Una vez se recoge en formato .txt los valores de la curva $P-\delta$ del ensayo, así como los valores de P y δ de las marcas realizadas en las probetas, es necesario procesar los resultados:

- En el caso de las configuraciones simétricas, se hacen uso de dos hojas de cálculo programadas en Excel: una en el que está programada la norma AITM 1-0053 y la norma ASTM D5528 / ISO 15024 bajo pequeños desplazamientos y otra en la que está programado el planteamiento en grandes desplazamientos.
- En el caso de las configuraciones no simétricas únicamente se debe hacer uso de la hoja de Excel en la que está programado el planteamiento en grandes desplazamientos.

Se deberá utilizar, además, un ejecutable en Wolfram Mathematica 11.2. Todas estas herramientas ofimáticas son aportadas por el Departamento para el desempeño del proyecto en cuestión.

5 Análisis y Resultados - Ensayo DCB

Se analizan a continuación en los Capítulos 5.1, 5.2, 5.3 y 5.4 los valores de tenacidad a fractura interlaminar obtenidos del ensayo DCB, los cuales son presentados en función de la configuración: Fresco-Fresco (FF), Fresco-Adhesivo-Fresco (FAF), Curado-Adhesivo-Curado (CAC) y Curado-Adhesivo-Fresco (CAF).

Tal y como se comenta en el Capítulo 4.3, en el caso de las configuraciones simétricas los resultados que se exponen provienen tanto de la norma AITM 1-0053, la norma ASTM D5528/ ISO 15024 bajo pequeños desplazamientos como del planteamiento en grandes desplazamientos. En el caso de las configuraciones no simétricas únicamente se presentan los resultados obtenidos a partir del planteamiento en grandes desplazamientos, por ser el único que puede utilizarse.

Por otro lado se presentarán también los valores de carga P (N) y desplazamiento de la cruceta δ (mm) obtenidos de los ensayos DCB, así como el tipo de fallo de cada una de las probetas ensayadas.

Para la evaluación de G_C se han tomado 8 puntos de las gráficas, entre $a = 47.5$ mm y $a = 117.5$ mm. Los valores de carga P (N) y desplazamiento de la cruceta δ (mm) se recogen en hojas de Excel y posteriormente se procesan los resultados.

Se presentan en el Capítulo 5.5 los ángulos de giro de las configuraciones no simétricas 4+8 tanto experimentalmente como numéricamente.

En el Capítulo 5.6 se expone un resumen de los modos de fallo existentes en las diferentes configuraciones y procesos de curado.

Finalmente, en el Capítulo 5.7 se realiza una comparación con las investigaciones antecesoras para valorar tanto cualitativamente como cuantitativamente los resultados obtenidos.

5.1 Resultados configuración FF

Se presentan en este apartado los resultados obtenidos de la configuración Fresco-Fresco (Co-curado sin adhesivo). En total se han ensayado 12 probetas: 4 de 8+8 , 4 de 4+4 y 4 de 4+8.

En primer lugar se muestra el tipo de fallo (Ver Figura 5.1):

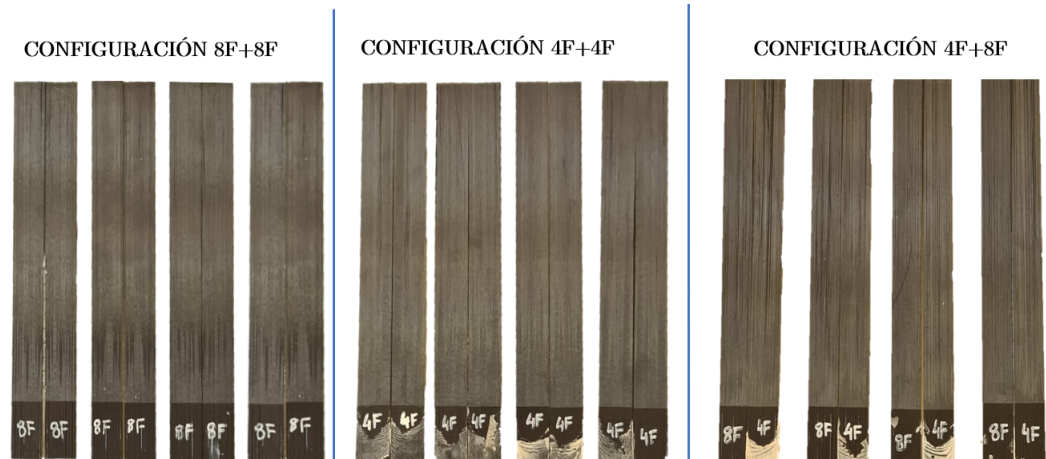


Figura 5.1 Tipo de fallo probetas Fresco-Fresco (FF).

El tipo de fallo es por delaminación pura en todos los casos, puesto que no puede ser otro.

Por otro lado, los valores de G_C y las gráficas P- δ para las diferentes configuraciones 8+8, 4+4 y 4+8 se tienen en las Figuras 5.2, 5.3 y 5.4:

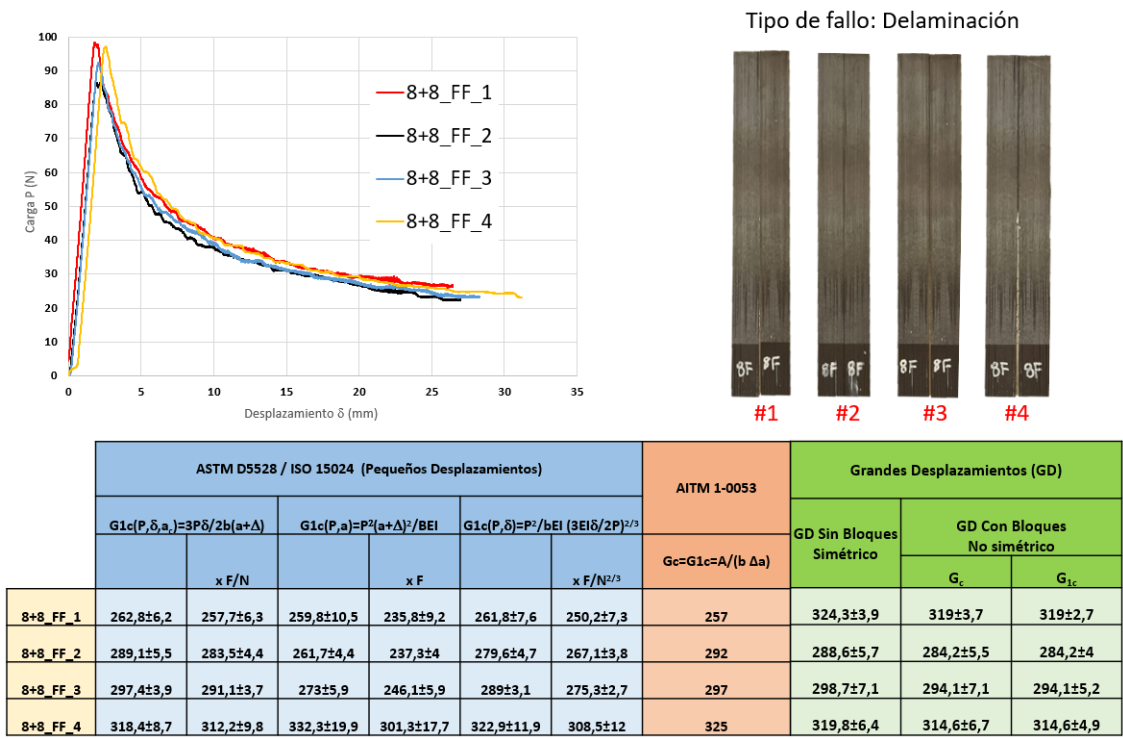
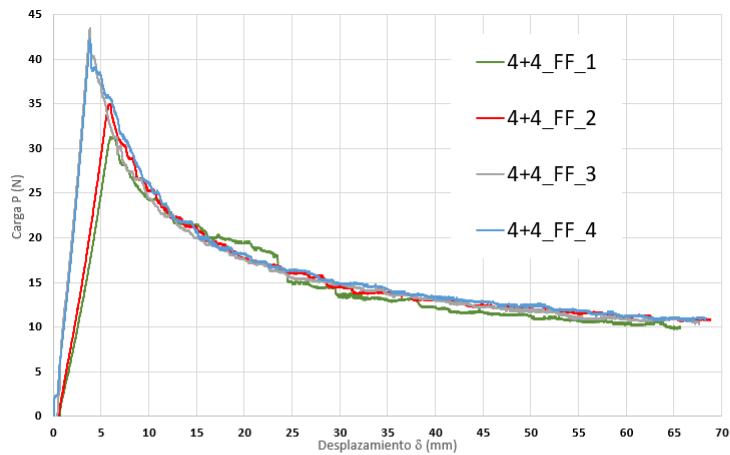


Figura 5.2 Resultados probetas 8F+8F.

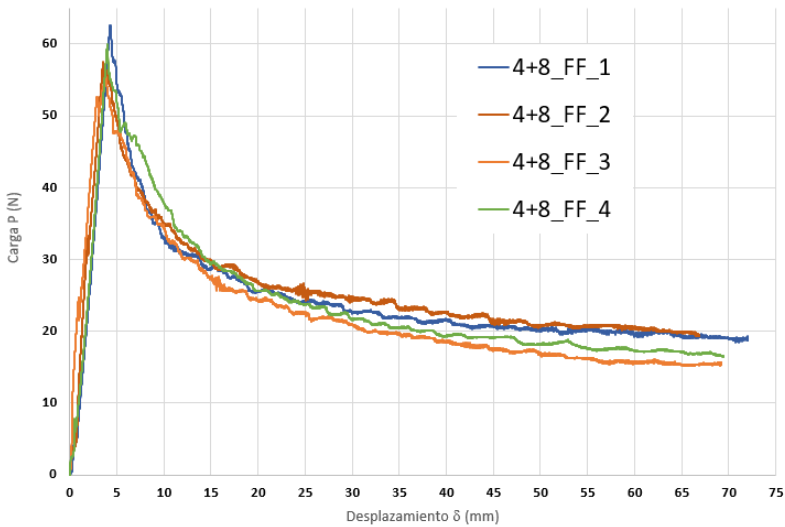


Tipo de fallo: Delaminación



	ASTM D5528 / ISO 15024 (Pequeños Desplazamientos)						AITM 1-0053	Grandes Desplazamientos (GD)		
	$G_{1c}(P,\delta,a_c)=3P\delta/2b(a+\Delta)$		$G_{1c}(P,a)=P^2(a+\Delta)^2/BEI$		$G_{1c}(P,\delta)=P^2/bEI\ (3EI\delta/2P)^{2/3}$			GD Sin Bloques Simétrico	GD Con Bloques No simétrico	
									G_c	G_{1c}
		x F/N		x F		x F/N ^{2/3}				
4+4_FF 1	326,7±9,9	304,2±9,6	369±12,2	277,7±12,7	340,2±7,8	295±8,4	325	333,2±9,2	316,4±8,9	316,4±7,4
4+4_FF 2	314,4±14,1	291±11,4	445,3±25,2	328±12,6	353,1±16,8	302,8±11,3	312	344,3±12,9	326,5±11,7	326,5±9,7
4+4_FF 3	313,6±9,8	291,8±7,7	409,1±20,4	307±12,4	342,6±12,2	296,8±8,3	310	335,4±9,6	318,4±8,5	318,4±7,1
4+4_FF 4	296,9±14,9	275,5±13,1	508,2±32,2	378,2±21,3	355,1±19	306,2±15	301	347,3±15,2	329,3±13,8	329,3±11,5

Figura 5.3 Resultados probetas 4F+4F.



Tipo de fallo: Delaminación



	Grandes Desplazamientos (GD)		
	GD Sin Bloques Simétrico	GD Con Bloques No simétrico	
		G_c	G_{1c}
4+8_FF_1	N/A±	483,5±69,6	335,4±39,7
4+8_FF_2	N/A±	521,6±66,3	361,8±37,8
4+8_FF_3	N/A±	424±17,5	294±9,6
4+8_FF_4	N/A±	461,5±20,6	320±11,3
Media		472,6±24,2	327,8±16,6

Figura 5.4 Resultados probetas 4F+8F.

Es preciso hacer una valoración general acerca del comportamiento de las curvas, el cuál es común para todas las configuraciones y todos los procesos de curado. Tal y como se puede observar, la carga de pelado P (N) crece de forma lineal y con una pendiente que depende de la rigidez a flexión del material, es decir, del espesor, hasta alcanzar un pico máximo que se corresponde justo con el borde de la grieta cuando aún no se ha propagado ésta. Tras el máximo, la carga de pelado disminuye a medida que la longitud de la grieta crece, hasta tender a un valor prácticamente constante.

Por otro lado, pese a que la carga de pelado en la configuración 8+8 es prácticamente el doble que la de 4+4, los valores de $G_C = G_{IC}$ son prácticamente idénticos. Esto se debe a que en la tenacidad a fractura interlaminar en modo I, es decir, la energía necesaria para que la grieta se propague en modo I (en este caso por delaminación) es constante e independiente del espesor de los adherentes. En el caso del laminado no simétrico 4+8, cuya carga de pelado es intermedia a las anteriores configuraciones, también cumple lo descrito en cuanto a G_{IC} (considerando el efecto de los bloques). En este último caso G_C no coincide con G_{IC} debido a la no simetría del problema y debido a que hay una mixicidad en los modos de fractura. Cuando se considera la mixicidad, se corrige [11] y se calcula G_{IC} , su valor es consistente con los obtenidos en el caso 8+8 y 4+4.

A la vista de los resultados en pequeños desplazamientos, se observa que para las probetas de mayor rigidez a flexión (8+8) los resultados son similares con todos los procedimientos. Por otro lado, en la formulación de grandes desplazamientos, se observa que el efecto de considerar o no los bloques tiene mayor importancia a medida que los espesores de los adherentes disminuyen. De esta forma, cuando se considera el efecto de los bloques, los resultados son coherentes e independientes de la rigidez a flexión de los adherentes.

En cuanto a las probetas simétricas 4+4 se observa en la Figura 5.3 que existe una diferencia entre las pendientes del tramo lineal, que se deben principalmente a que tienen una longitud de grieta inicial diferente.

De forma resumida, las conclusiones de los resultados de la configuración cocurado sin adhesivo (FF) son:

- El valor de G_{IC} no depende de las rigideces a flexión de los adherentes (es decir, es independiente del espesor de los adherentes) cuando se usa el planteamiento en grandes desplazamientos considerando el efecto de los bloques, la norma AITM 1-0053 y el planteamiento en pequeños desplazamientos.
- El efecto de considerar o no los bloques en el planteamiento en grandes desplazamientos es mayor a medida que disminuyen los espesores de los adherentes.
- Todas las fórmulas para el cálculo de G_{IC} en pequeños desplazamientos aportan valores similares, siendo mejores cuanto mayor sean los espesores de las probetas.
- Puesto que el cálculo de G_{IC} a partir de P y δ es bastante exacto, se recomienda su uso evitando así medir la longitud de la grieta (a).
- Se recomienda hacer uso del planteamiento en grandes desplazamientos considerando el efecto de los bloques para evaluar G_{IC} .

5.2 Resultados configuración FAF

Se presentan en este apartado los resultados obtenidos de la configuración Fresco-Adhesivo-Fresco (Co-curado con adhesivo). En total se han ensayado 10 probetas: 3 de 8+8 , 4 de 4+4 y 3 de 4+8.

En primer lugar se muestra el tipo de fallo (Ver Figura 5.5):

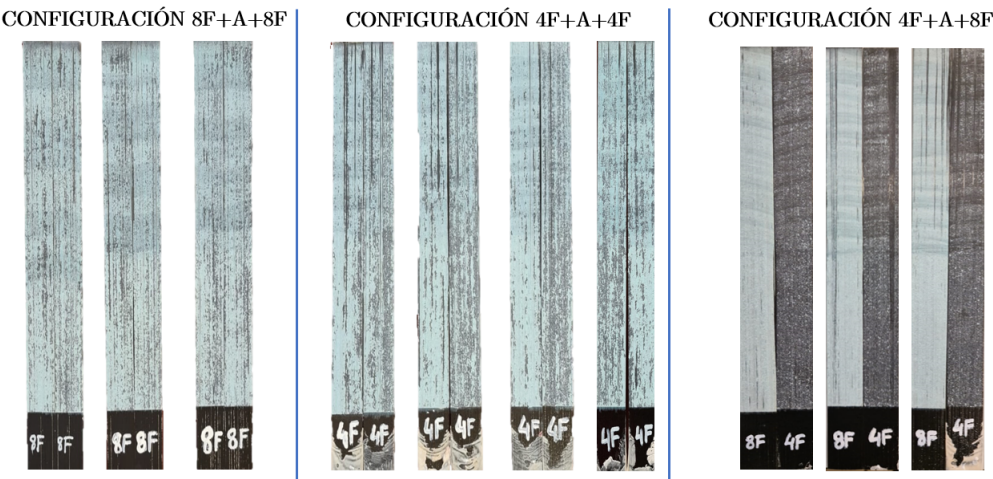


Figura 5.5 Tipo de fallo probetas Fresco-Adhesivo-Fresco (FAF).

Como se puede apreciar observando las roturas, el tipo de fallo es cohesivo (deseable) en las configuraciones simétricas 8+8 y 4+4 y adhesivo en el adherente de 4 capas en la configuración no simétrica 4+8. En el caso de las probetas de 4+4 el porcentaje de cohesividad es menor, hecho que se refleja posteriormente en los valores de G_C obtenidos.

Por otro lado, los valores de G_C y las gráficas P- δ para las diferentes configuraciones 8+8, 4+4 y 4+8 se tienen en las Figuras 5.6, 5.7 y 5.8:

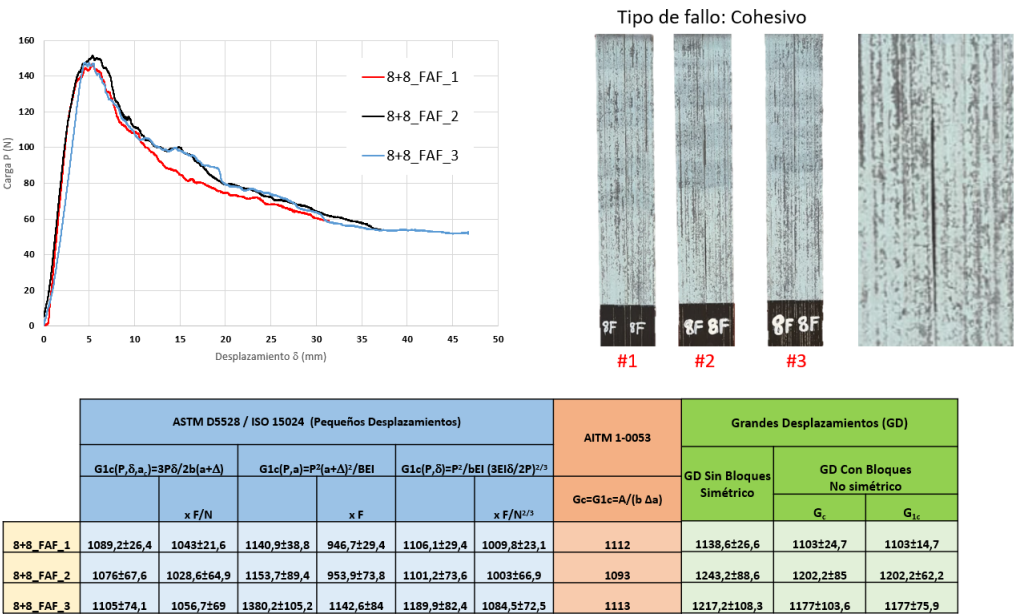


Figura 5.6 Resultados probetas 8F+A+8F.

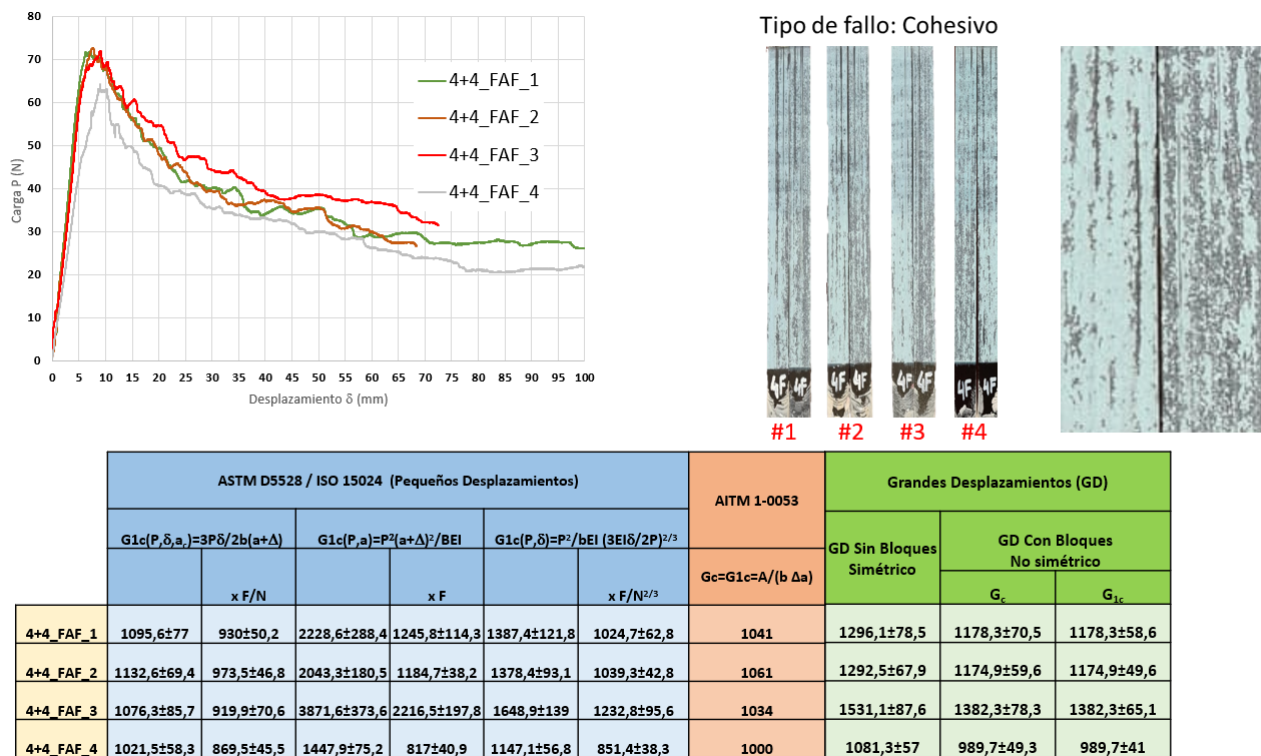


Figura 5.7 Resultados probetas 4F+A+4F.

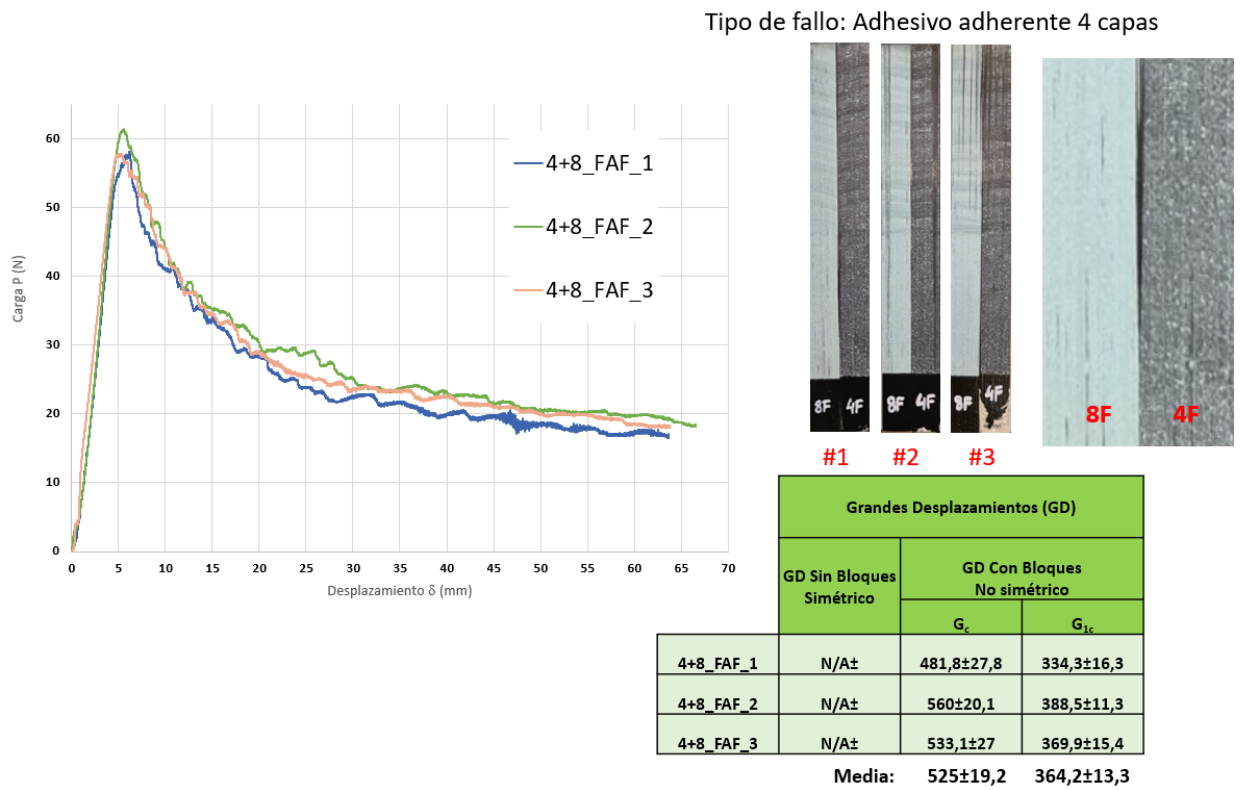


Figura 5.8 Resultados probetas 4F+A+8F.

Al igual que antes, el valor de G_{IC} no depende de las rigideces a flexión de los sustratos (adherentes), pero únicamente en las configuraciones simétricas. Es de señalar además, que el valor de G_{IC} en este caso es mucho mayor (del orden de 3 veces más) que el de la configuración Fresco-Fresco, gracias a la presencia de adhesivo entre los adherentes. De nuevo, en las configuraciones no simétricas, el valor de G_C no coincide con G_{IC} , siendo estos valores muy similares (aunque superiores) al caso Fresco-Fresco, debido a que la rotura es adhesiva y no cohesiva. Los valores de G_C y G_{IC} son superiores al caso Fresco-Fresco puesto que la delaminación se considera el mecanismo de fallo más desfavorable, seguido de la rotura adhesiva. Una explicación de por qué la rotura en el caso no simétrico es adhesiva se da en términos de flexión: al existir más flexión en el adherente de 4 capas se favorece el despegue y se produce la rotura adhesiva en el adherente de 4 capas, quedando todo el adhesivo en el adherente de 8 capas.

A la vista de los resultados en pequeños desplazamientos, se observa de nuevo que, para las probetas de mayor rigidez a flexión (8+8), los resultados son similares con todos los procedimientos. En cuanto al planteamiento en grandes desplazamientos, también se observa que considerar el efecto de los bloques arroja mejores resultados, siendo las correcciones más acusadas cuanto menor sean los espesores de los adherentes.

A modo de resumen, se puede concluir para esta configuración:

- El valor de G_{IC} no depende de las rigideces a flexión de los adherentes (es decir, de los espesores) siempre y cuando el fallo sea cohesivo, que es el que se produce en las configuraciones simétricas. Cuando el fallo es adhesivo, el valor de G_{IC} desciende hasta valores similares (aunque superiores) a los fallos por delaminación.
- El valor de G_{IC} es aproximadamente tres veces mayor en la configuración cocurado con adhesivo que respecto a la de cocurado sin adhesivo siempre y cuando el fallo sea cohesivo.
- El efecto de considerar o no los bloques en el planteamiento en grandes desplazamientos es mayor a medida que disminuyen los espesores de los adherentes.
- Todas las fórmulas corregidas para el cálculo de G_{IC} en pequeños desplazamientos aportan valores similares.
- Puesto que el cálculo de G_{IC} a partir de P y δ es bastante exacto, se recomienda su uso evitando así la medida de la longitud de la grieta (a).
- Se recomienda hacer uso del planteamiento en grandes desplazamientos considerando el efecto de los bloques para evaluar G_{IC} .

5.3 Resultados configuración CAC

Se presentan en este apartado los resultados obtenidos de la configuración Curado-Adhesivo-Curado (encolado secundario). En total se han ensayado 13 probetas: 3 de 8+8, 4 de 4+4 y 6 de 4+8.

En primer lugar se muestra el tipo de fallo (Ver Figura 5.9):

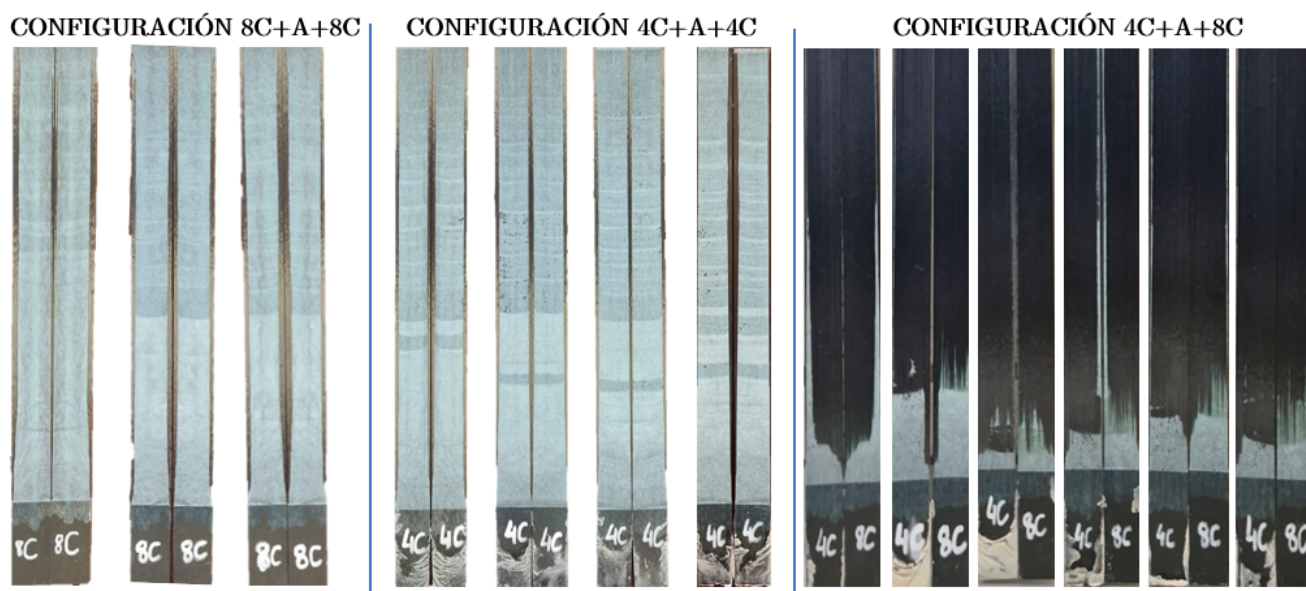


Figura 5.9 Tipo de fallo probetas Curado-Adhesivo-Curado (CAC).

Observando el aspecto de las roturas en las configuraciones simétricas (4+4 y 8+8) se puede concluir que se trata de una rotura cohesiva, aunque a medida que avanza la grieta comienza a producirse una pequeña delaminación en los extremos. Esto produce una falta de simetría que no influye en los cálculos para determinar G_C pero sí que condiciona el valor de G_C que se obtiene. Lo que sí es importante comentar es que, puesto que aparece delaminación no se puede hablar de un modo I puro, por lo que el valor obtenido de G_{IC} no es realmente G_{IC} y además no podemos asociar completamente dicha propiedad al adhesivo en cuestión.

En el caso de la configuración no simétrica (4+8), el fallo comienza a ser cohesivo hasta que llega un punto en que pasa a ser por delaminación (Fallo mixto delaminación + cohesivo). Cuanto mayor sea el área cuyo fallo es cohesivo, mayor hará que sea G_C . Esto se comprueba en los resultados que se presentan a continuación.

Por otro lado, los valores de G_C y las gráficas P- δ para las diferentes configuraciones 8+8, 4+4 y 4+8 se tienen en las Figuras 5.10, 5.11 y 5.12:

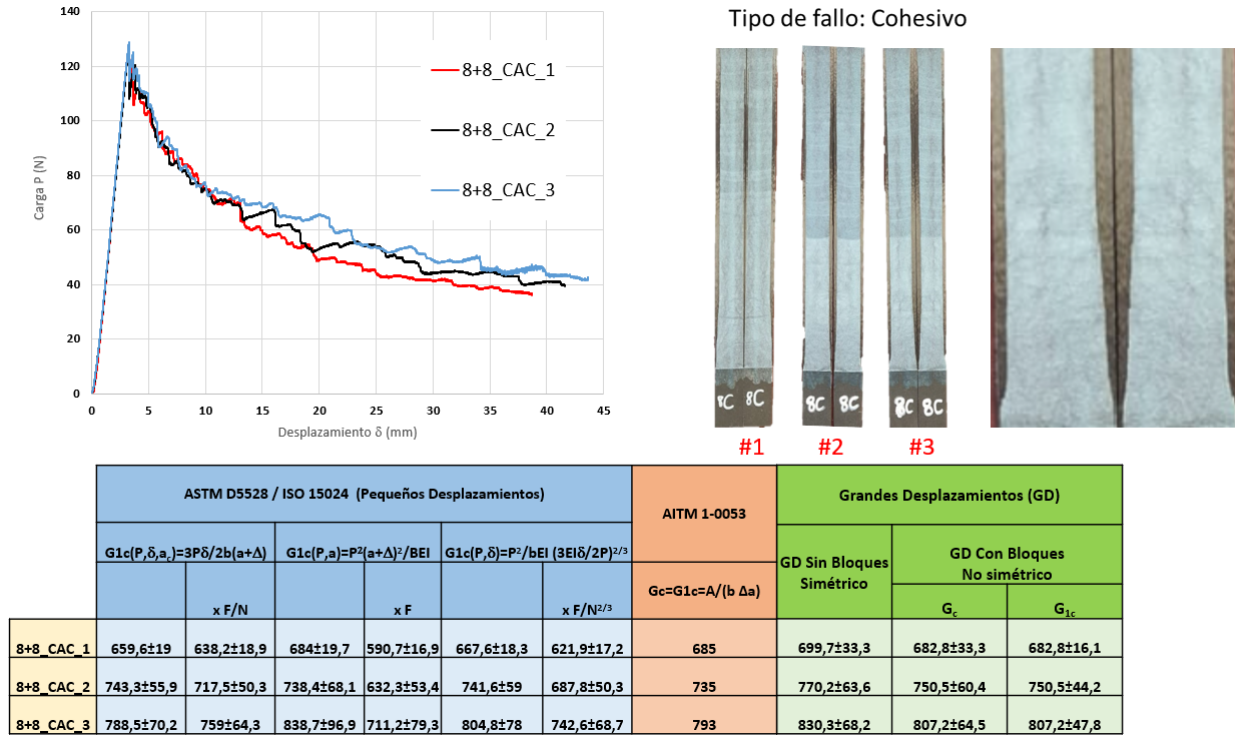


Figura 5.10 Resultados probetas 8C+A+8C.

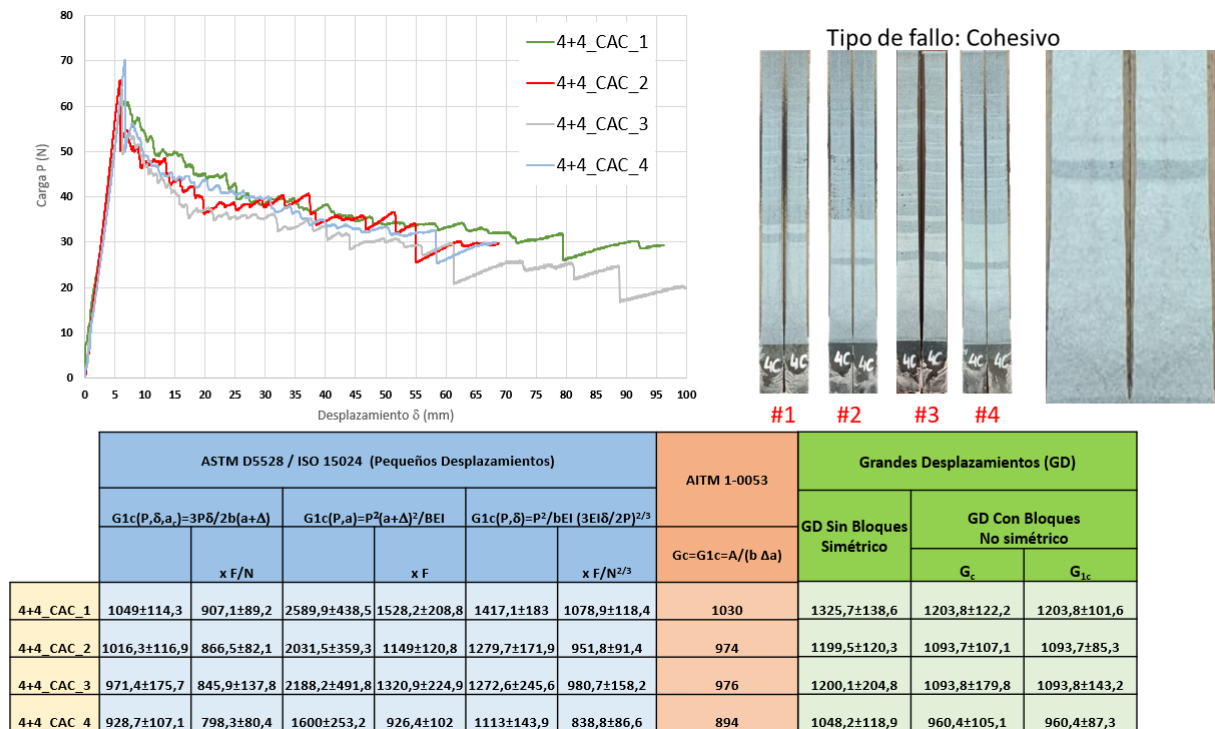


Figura 5.11 Resultados probetas 4C+A+4C.

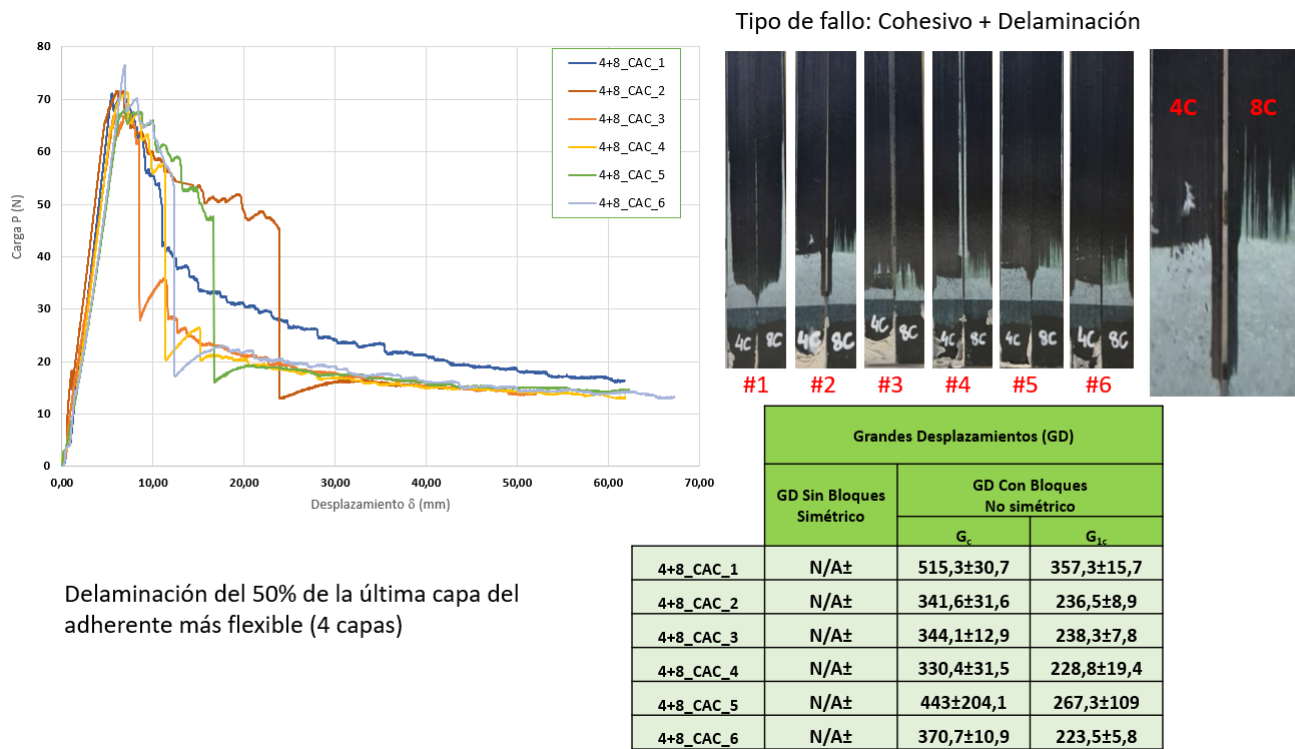


Figura 5.12 Resultados probetas 4C+A+8C.

Como se puede constatar, los valores de G_{IC} entre las configuraciones de 8+8 y 4+4 no coinciden debido a la falta de simetría, pues los porcentajes de zona delaminada y cohesiva cambian al cambiar las rigideces a flexión de los sustratos, lo que indica que el valor de G_C sí depende del espesor de los adherentes (geometría de los adherentes). Sin embargo, cada tipo de rotura lleva asociado un G_C que efectivamente sí es independiente de la geometría. El valor de G_C obtenido en las configuraciones simétricas es menor al caso FAF debido a que la rotura no es 100% cohesiva.

En el caso de la configuración 4+8 cuanto mayor es la zona cohesiva, mayor es el valor de G_C y más tarda en delaminarse, por lo que la transición en la gráfica de cohesivo a delaminación se produce para un valor de desplazamiento δ mayor, hecho que se constata perfectamente en las probetas 4+8-CAC-2 y 4+8-CAC-3. Puesto que el tipo de fallo es predominantemente por delaminación, los valores de G_C y G_{IC} son del orden a los obtenidos en las configuraciones 4+8-FF y 4+8-FAF. Así, a medida que progresa la grieta, el valor de G_C disminuye hasta alcanzar un valor cercano a 300 J/m^2 , cifra cercana a los valores de G_C cuando la rotura es por delaminación o adhesiva. El hecho de que se produzca delaminación se debe a que la no simetría de la geometría, que produce una flexión que propicia la delaminación, que en términos energéticos sería el mecanismo más sencillo de producir.

También es preciso señalar que, pese a que visualmente se observa que es el adherente de 4 capas el que se delamina, se comprueba con el micrómetro de caras planas que efectivamente es así, puesto que el espesor del adherente de 4 es menor que el nominal, y el espesor del adherente de 8 capas es mayor que el nominal. Calculando el porcentaje de la última capa del adherente más flexible que se delamina, el resultado es del 50 %, es decir, media capa emigra desde el adherente de 4 capas hasta el de 8.

A modo de resumen:

- Se recomienda usar la formulación más general, es decir, grandes desplazamientos teniendo en cuenta los bloques, para el cálculo de G_{IC} .

- En las configuraciones simétricas la rotura es fundamentalmente cohesiva, aunque a medida que la grieta progresa aparece delaminación. Para que dicho efecto se produzca, la grieta ha saltado de capa por lo que no se puede hablar de un modo I puro, el valor de G_{IC} obtenido no es realmente G_{IC} y tampoco se puede asociar dicha propiedad al adhesivo.
- Los porcentajes de zona delaminada y cohesiva cambian suavemente al cambiar las rigideces a flexión de los sustratos, lo que indicaría que el valor de G_C depende de la geometría de los sustratos. Sin embargo, cada tipo de rotura lleva asociado un G_C que sí es independiente de dicha geometría.
- La rigidez a flexión (y por tanto, el espesor) de los adherentes afecta al modo de fallo y en consecuencia al valor de G_C en la unión.
- Cuando los laminados son simétricos, el fallo es fundamentalmente cohesivo, con algo de delaminación que puede desprejiciarse. Cuando los laminados son no simétricos, el fallo comienza a ser cohesivo y posteriormente aparece un fallo por delaminación, siendo el adherente que se delamina el de 4 capas.
- Puesto que aparecen pequeños saltos en las gráficas que impiden correctamente medir los valores de a , siendo este efecto mayor en los laminados no simétricos, se recomienda hacer uso de la fórmula que calcula G_{IC} a partir de P y δ .

Por último, es posible asociar directamente los saltos de las gráficas con las marcas existentes en las roturas de las probetas, como se puede observar en las Figuras 5.13 y 5.14:

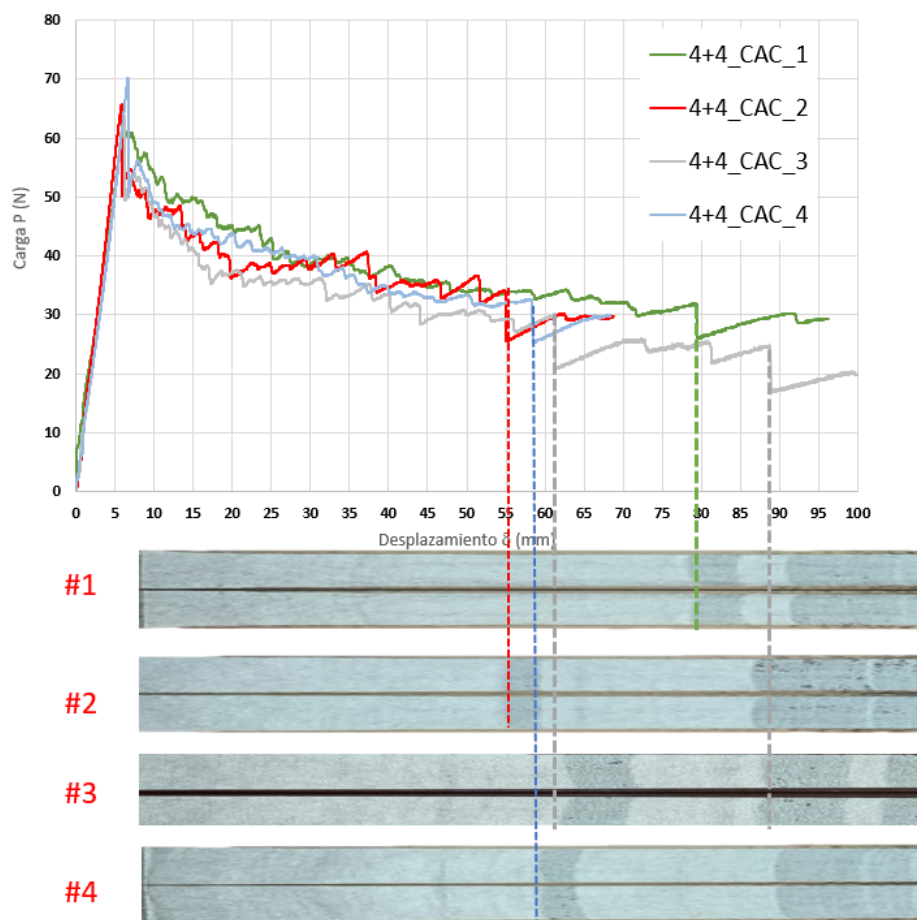


Figura 5.13 Correlación saltos - roturas probetas 4C+A+4C.

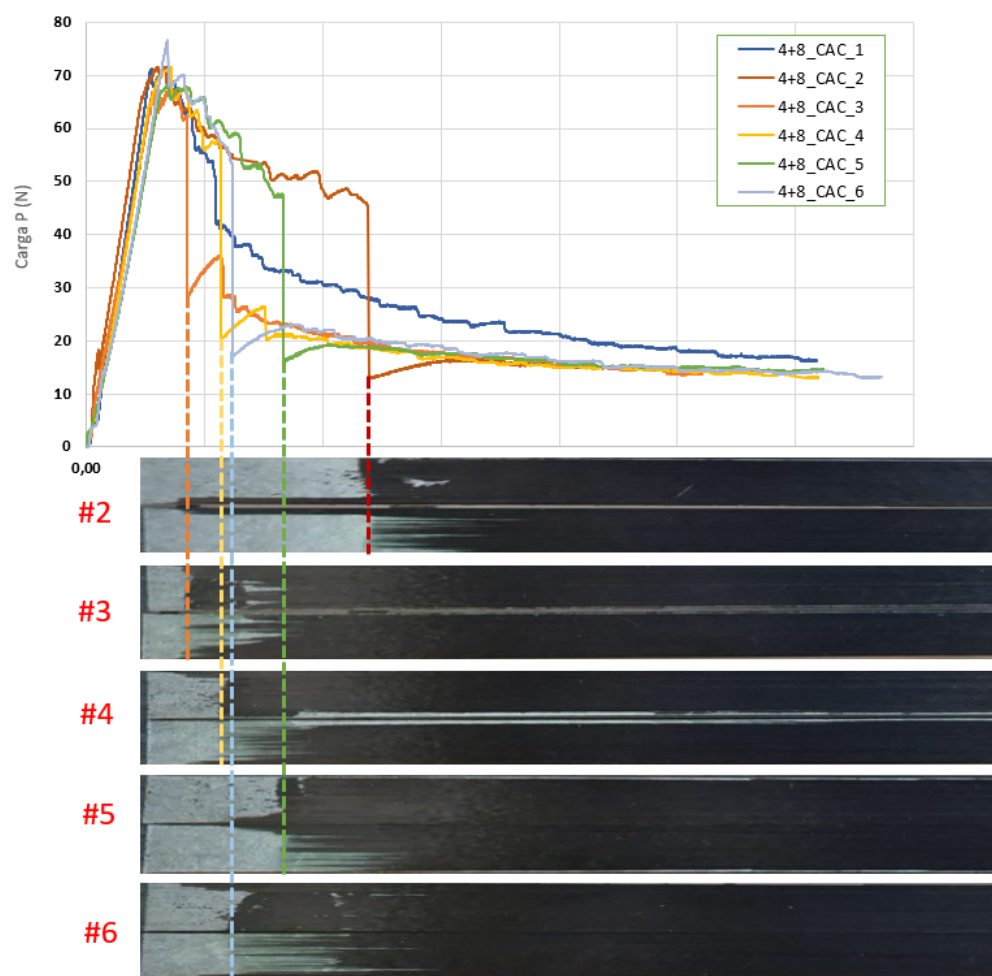


Figura 5.14 Correlación saltos - roturas probetas 4C+A+8C.

5.4 Resultados configuración CAF

Por último, se presentan los resultados obtenidos de la configuración Curado-Adhesivo-fresco (co-encolado). En total se han ensayado 15 probetas: 3 de 8+8, 5 de 4+4, 3 de 4C+A+8F y 4 de 4F+A+8C.

En primer lugar se muestra el tipo de fallo (Ver Figura 5.15):

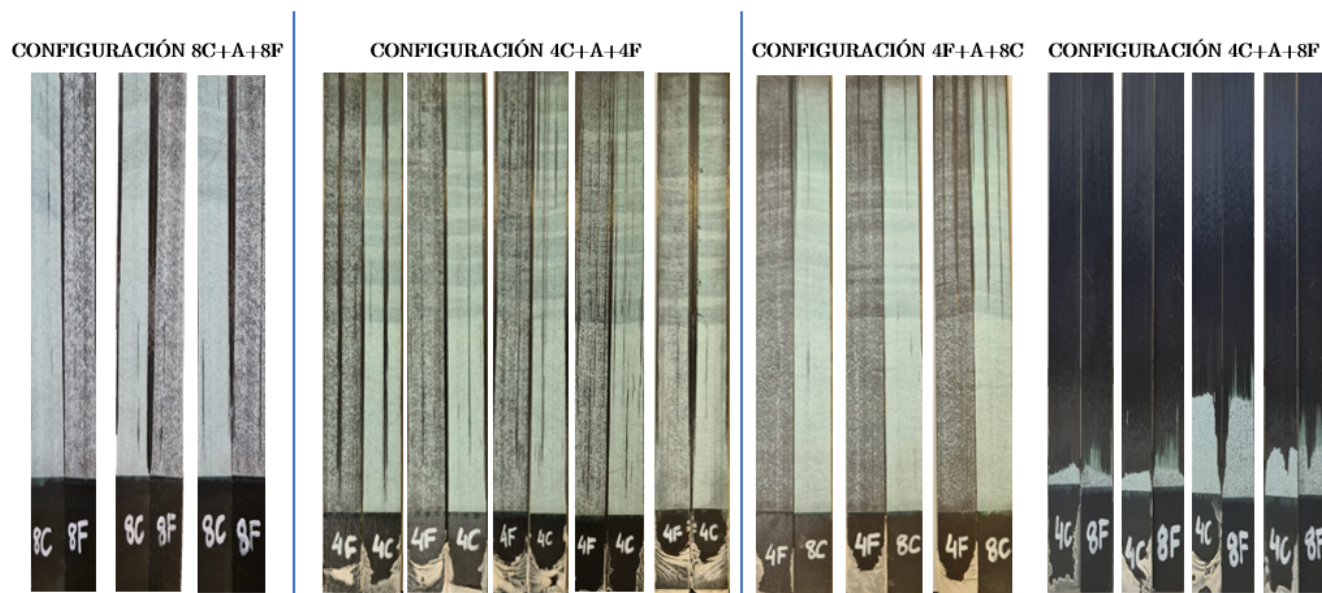


Figura 5.15 Tipo de fallo probetas Curado-Adhesivo-Fresco (CAF).

Visualizando las roturas, se tiene que el fallo es cohesivo en las configuraciones de 4+4 y 8+8, adhesivo en el adherente de 4 capas en la configuración 4F+A+8C y mixto (cohesivo + delaminación) en la configuración 4C+A+8F.

Por otro lado, los valores de G_C y las gráficas P- δ para las diferentes configuraciones 8+8, 4+4 y 4+8 se tienen en las Figuras 5.16, 5.17, 5.18 y 5.19:

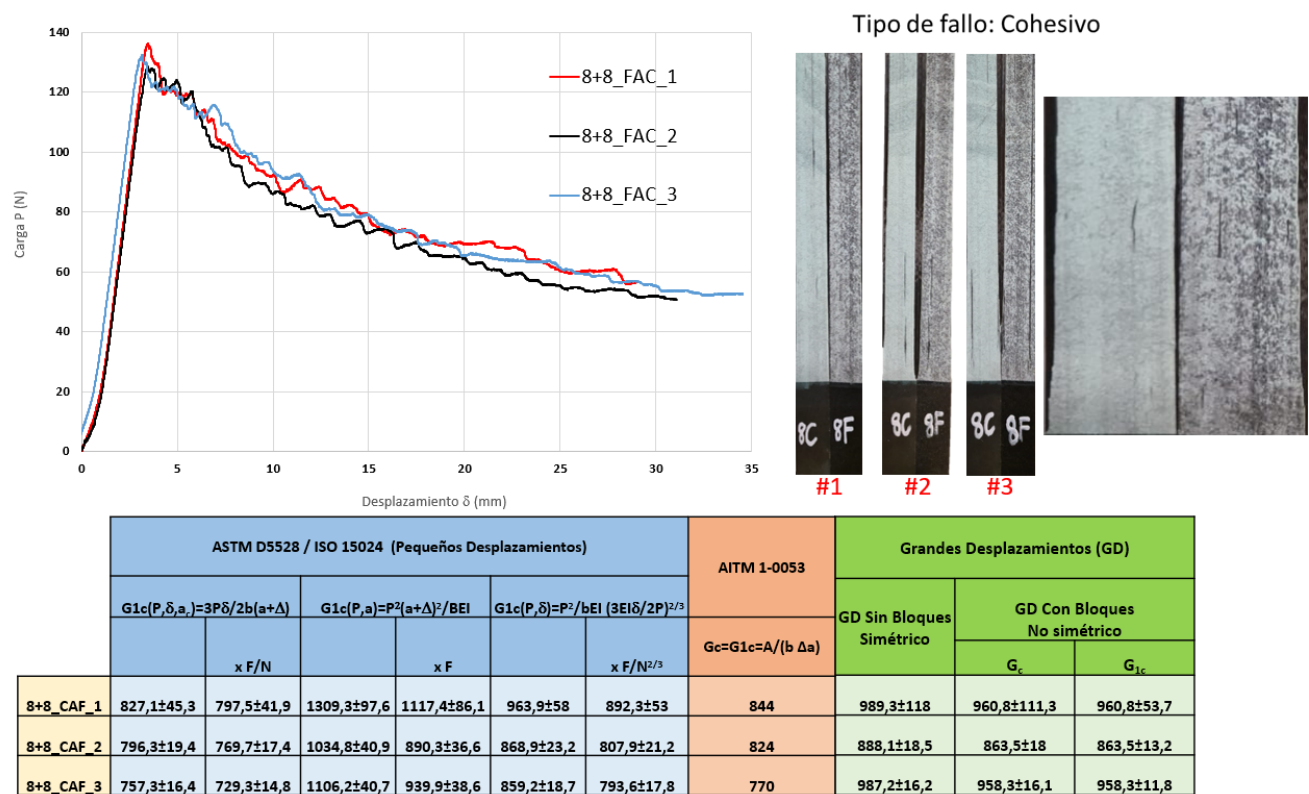


Figura 5.16 Resultados probetas 8F+A+8C.

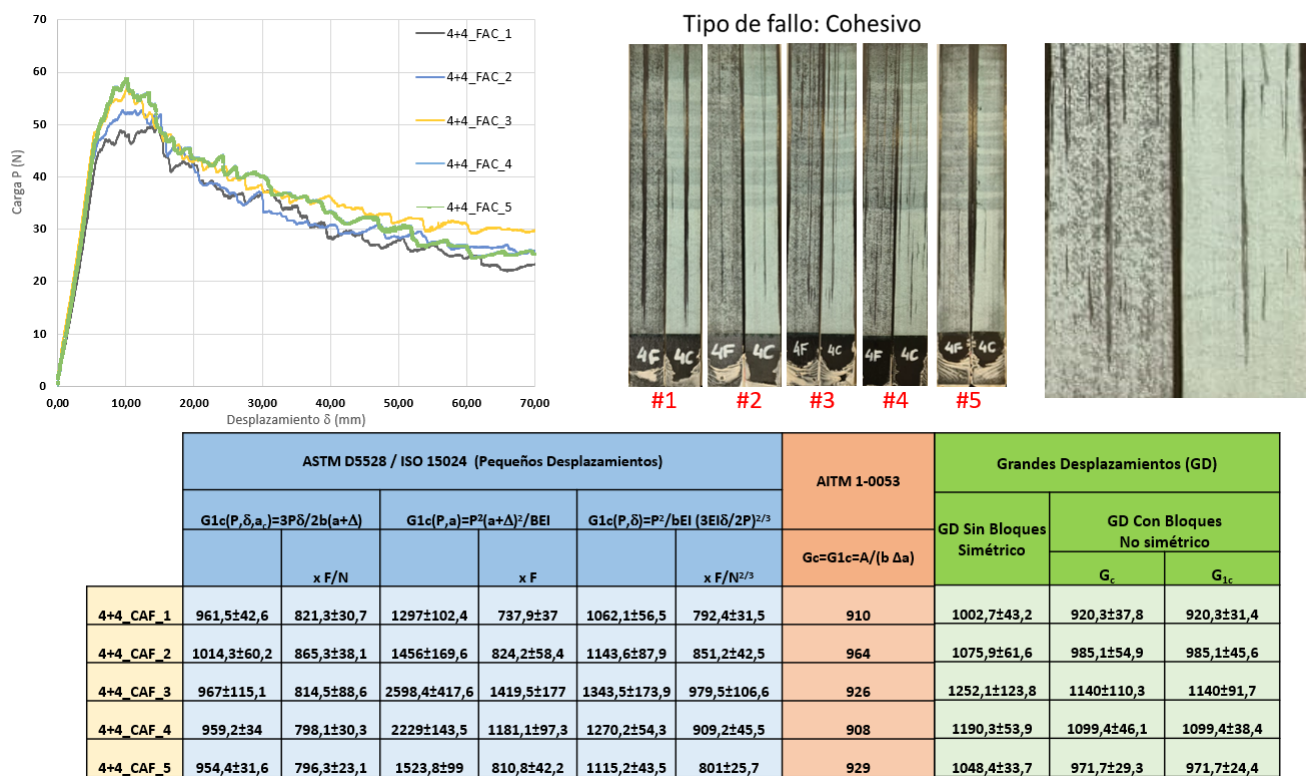


Figura 5.17 Resultados probetas 4F+A+4C.

De nuevo, la rotura es cohesiva, pero a medida que avanza la grieta se produce una pequeña delaminación, los porcentajes de área delaminada y cohesiva cambian con el espesor de los adherentes y cuanto mayor es el área cohesiva, mayor es el valor de G_C asociado. El hecho de que la rotura no sea 100% cohesiva provoca que los valores de G_C obtenidos sean inferiores a los del caso FAF, como también ocurría en el caso CAC. Este planteamiento es aplicable a las configuraciones de 8+8 y 4+4.

En el caso de la configuración 8+8, las fórmulas corregidas del planteamiento en pequeños desplazamientos ofrecen resultados similares. Este hecho no es extrapolable a la configuración 4+4, donde los resultados son más dispares.

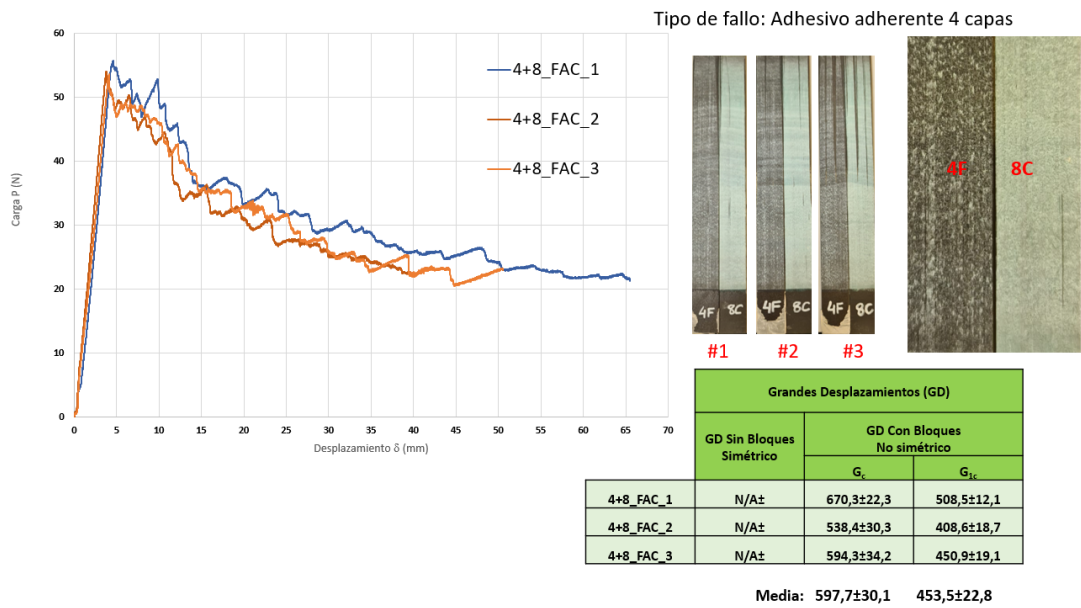


Figura 5.18 Resultados probetas 4F+A+8C.

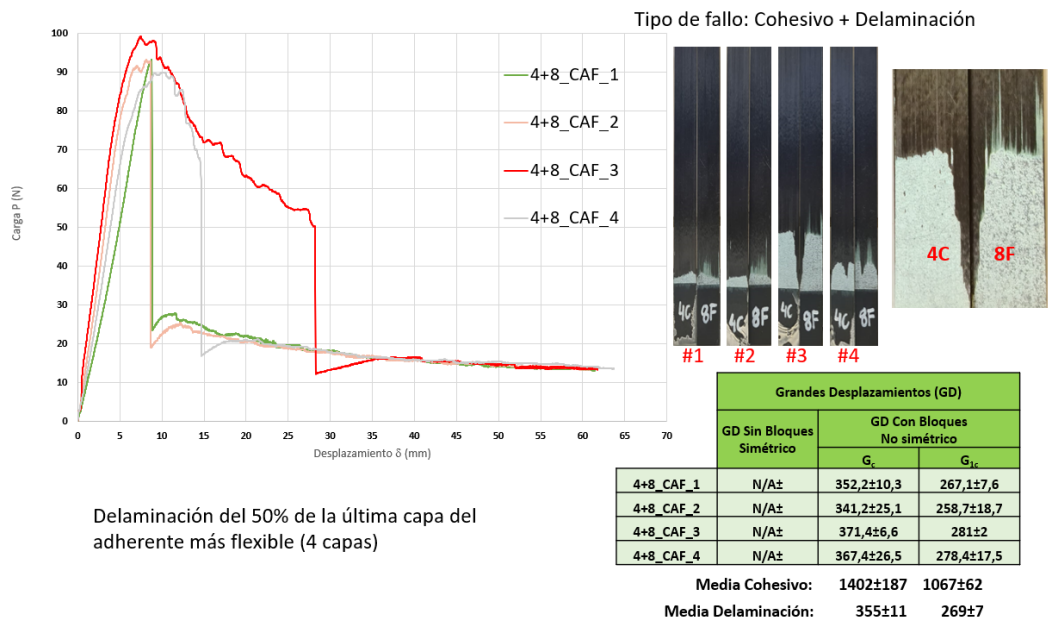


Figura 5.19 Resultados probetas 4C+A+8F.

En el caso de los laminados no simétricos el comportamiento es diferente dependiendo de si el adherente de 4 capas es el curado o el fresco. En el caso de la configuración 4F+A+8C el fallo es adhesivo en el adherente de 4 capas, igual que ocurría en el caso 4+8-FAF (y además con valores muy similares tanto de G_C como de G_{IC}). En el caso de la configuración 4C+A+8F, el fallo es mixto (cohesivo + delaminación), siendo predominantemente por delaminación, al igual que en el caso de 4+8-CAC. Así, cuanto mayor es la zona cohesiva, mayor es el valor de G_C y más tarda en delaminarse, por lo que la transición en la gráfica de cohesivo a delaminación se produce para un valor de desplazamiento δ mayor, hecho que se constata perfectamente en las probetas 4+8-CAF-1 y 4+8-CAF-3.

De nuevo se comprueba tanto visualmente como con el micrómetro de caras planas que es el adherente de 4 capas el que se delamina (un 50% de la última capa) en la configuración 4C+A+8F.

A modo de conclusión, se resume:

- Es más conveniente evaluar G_{IC} usando P y δ .
- Aunque el efecto de considerar los bloques en el planteamiento de grandes desplazamientos es pequeño cuando las rigideces a flexión de los adherentes son grandes, se recomienda usar esta formulación general.
- La no simetría del proceso a la hora de evaluar G_C debe ser tenida en cuenta.
- En configuraciones no simétricas, cuando el adherente más flexible (4 capas) es previamente curado, es decir, configuraciones 4+8-CAF o 4+8 CAC, siempre se produce delaminación (del adherente de 4 capas) tras una pequeña fase de fallo cohesivo.

Al igual que en la configuración CAC, es posible asociar directamente los saltos de las gráficas con las marcas existentes en las roturas de las probetas, como se puede observar en la Figura 5.20:

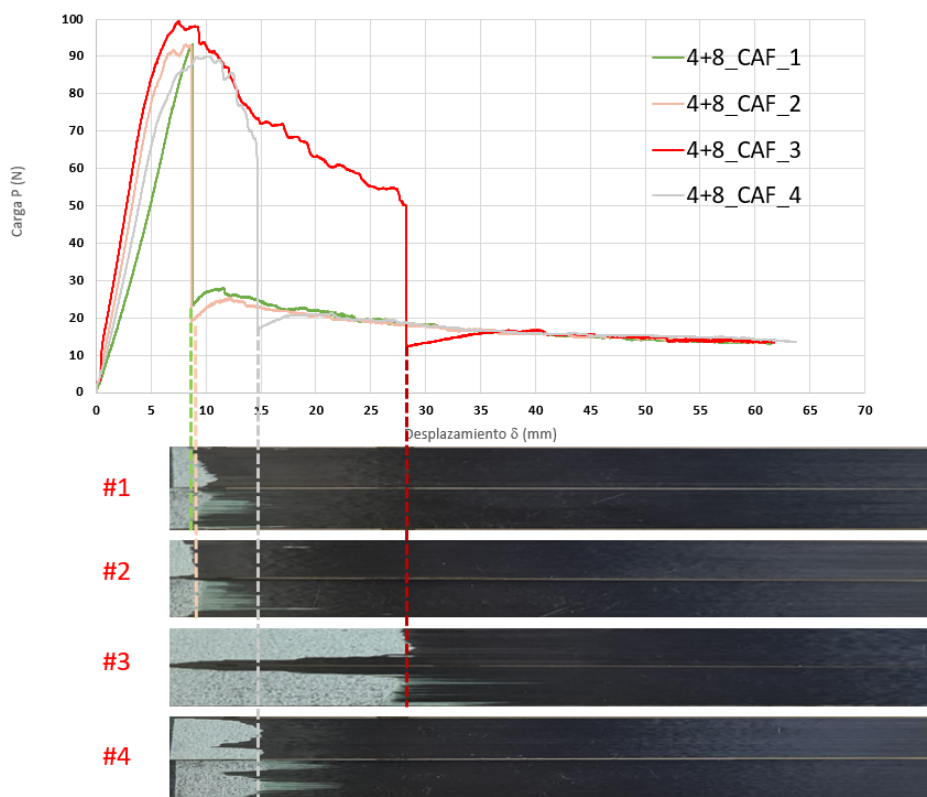


Figura 5.20 Correlación saltos - rotura probetas 4C+A+8F.

5.5 Ángulos de giro de las configuraciones no simétricas

Tal y como se ha comentado en secciones anteriores, la no simetría en las configuraciones provoca que las probetas giren con respecto a la horizontal un determinado ángulo a medida que transcurre el ensayo DCB.

Se muestran a continuación (Ver Figura 5.21) los valores de los ángulos de giro de las probetas de las configuraciones 4+8 para diferentes valores de longitud de grieta. Se observa que la predicción numérica se acerca bastante a la medida experimental.

$\beta_{\text{experimental}} [^\circ]$				
Configuración	a=87,5 mm	a=97,5 mm	a=107,5 mm	a=117,5 mm
4F+8F	12	15	16	18
4F+A+8F	13	14	15	17
4C+A+8C	12	13	14	15
4C+A+8F	11	12	13	14
4F+A+8C	11	14	16	17
$\beta_{\text{numérico}} [^\circ]$				
Configuración FF	a=87,5 mm	a=97,5 mm	a=107,5 mm	a=117,5 mm
4+8_FF_1	12,3	13,9	15,9	17,5
4+8_FF_2	13	14,7	16,1	17,6
4+8_FF_3	12	13,3	14,4	16,2
4+8_FF_4	12,1	13,4	14,9	16,6
Configuración FAF	a=87,5 mm	a=97,5 mm	a=107,5 mm	a=117,5 mm
4+8_FAF_1	12,3	13,4	14,5	15,9
4+8_FAF_2	12,5	14,2	15,8	16,2
4+8_FAF_3	12,7	14,5	15,4	16,8
Configuración CAC	a=87,5 mm	a=97,5 mm	a=107,5 mm	a=117,5 mm
4+8_CAC_1	12,2	13,2	14,2	15,4
4+8_CAC_2	11,8	12,9	14,5	15,6
4+8_CAC_3	12,4	12,7	13,8	15,9
4+8_CAC_4	11,7	13,4	13,7	14,9
4+8_CAC_5	11,3	13,1	13,5	14,7
4+8_CAC_6	11,4	13,2	13,6	14,4
Configuración CAF	a=87,5 mm	a=97,5 mm	a=107,5 mm	a=117,5 mm
4+8_CAF_1	11,3	12,5	13,2	14,3
4+8_CAF_2	10,9	12,4	13,1	14,5
4+8_CAF_3	11,1	12,8	12,8	13,9
4+8_CAF_4	10,8	11,8	12,5	13,7
Configuración FAC	a=87,5 mm	a=97,5 mm	a=107,5 mm	a=117,5 mm
4+8_FAC_1	11,3	14,4	15,8	17,3
4+8_FAC_2	10,9	14,2	16,3	17,5
4+8_FAC_3	11,1	13,7	16,5	16,6

Figura 5.21 Ángulos de giro de las probetas de 4+8.

En el caso del ángulo de giro experimental, este se obtiene mediante CATIA (Ver figura 5.22). El ángulo de giro numérico se obtiene de las hojas de cálculo programadas en Excel del planteamiento en grandes desplazamientos.

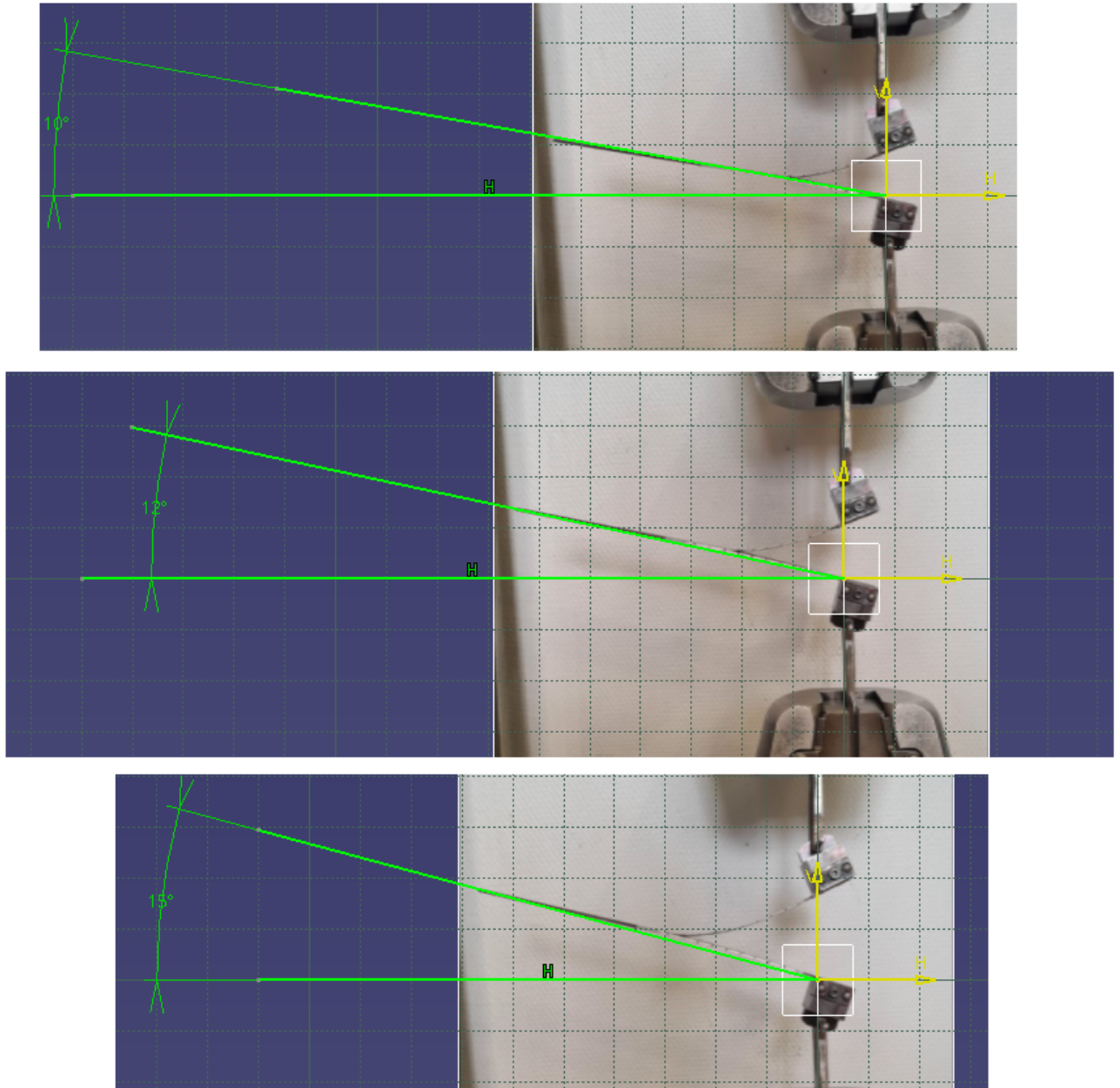


Figura 5.22 Ángulos de giro experimentales obtenidos en CATIA.

5.6 Resumen de los modos de fallo

Se presenta en la Figura 5.23 un cuadro resumen de los modos de fallo existentes en las diferentes configuraciones y procesos de curado llevados a cabo en este proyecto.

		Proceso de curado				
		Co-curado sin adhesivo (F-F)	Co-curado con adhesivo (F-A-F)	Co-encolado (C-A-F)	Co-encolado (F-A-C)	Encolado secundario (C-A-C)
Tipo de Configuración	8+8	Delaminación	Cohesivo	Cohesivo		Cohesivo
	4+4	Delaminación	Cohesivo	Cohesivo		Cohesivo
	4+8	Delaminación	Adhesivo (Adh 4 capas)	Cohesivo + Delaminación	Adhesivo (Adh 4 capas)	Cohesivo + Delaminación

Figura 5.23 Modos de fallo por tipo de configuración y proceso de curado.

Tal y como se puede observar, siempre que el proceso es de co-curado sin adhesivo (F-F), el fallo es por delaminación, puesto que no puede ser otro. Sin embargo, cuando existe un adhesivo entre los adherentes los fallos pueden ser múltiples. Cuando las configuraciones son simétricas, el modo de fallo siempre es cohesivo (deseable). En el caso de las configuraciones no simétricas existe cierta discrepancia: si el adherente más flexible está fresco, el fallo siempre es adhesivo, mientras que si está curado, el fallo es siempre mixto (cohesivo + delaminación).

5.7 Comparación con proyectos previos

Resulta interesante, de cara a evaluar tanto cualitativamente como cuantitativamente los resultados obtenidos, realizar una comparación con investigaciones antecesoras.

En la Figura 5.24 se describen de forma general todos los proyectos (incluido el presente documento) que anteriormente a este han realizado investigaciones sobre uniones encoladas haciendo uso del ensayo DCB. En ella se tiene, en función del nombre del autor, tanto los materiales empleados como el objetivo del proyecto en cuestión y los procesos de curado estudiados.

Resumen de resultados ensayo DCB					
	P. Dugo	E. Bolívar [14]	A. Cañas [4]	B. Prieto [15]	M. M. Castro [16]
Materiales empleados	M21E/34%/UD194/IMA-12K FM 300M 0.03 (MAT)	M21E/34%/UD194/T800S-24K FM 300K 0.05 (KNITTED)	M21E/34%/UD194/IMA-12K FM 300K 0.05 (KNITTED)	UD/M21/35%/268/T700GC-12K/300 FM 300K 0.05 (KNITTED)	UD/M21/35%/268/T700GC-12K/300 FM 300K 0.05 (KNITTED)
Objetivo del TFG / TFM	Configuraciones simétricas (8+8 y 4+4) y no simétricas (4+8)	Configuraciones no simétricas 4+8	Configuraciones simétricas 8+8, 4+4 y 2+2	Configuraciones simétricas 8+8, 4+4 y 2+2	Configuraciones simétricas 8+8 y no simétricas 8+2
Procesos de Curado	FF, FAF, CAC, CAF, FAC	FF, FAF, CAF, FAC	FF, CAC, CAF	CAC, CAF	CAF

Figura 5.24 Proyectos previos de investigación: materiales empleados, objetivos y procesos de curado estudiados.

Es preciso señalar que todos los proyectos que hasta ahora se han realizado, han hecho únicamente uso del adhesivo FM300K 0.05 de tipo Knitted, mientras que se han hecho uso de tres tipos de prepreg: tanto el presente documento como el proyecto de A. Cañas [4] hacen uso del M21E/34%/UD194/IMA-12K, los proyectos de B. Prieto [15] y M. M. Castro [16] hacen uso del UD/M21/35%/268/T700GC-12K/300 y finalmente en el proyecto de E. Bolívar [14], del M21E/34%/UD194/T800S-24K.

Por otro lado, los objetivos de todos estos proyectos son diferentes; sin embargo, de cara a realizar una comparación tanto cualitativa como cuantitativa se pueden tener en cuenta: el estudio de las configuraciones no simétricas 4+8 de [14], las configuraciones simétricas 8+8 y 4+4 de [4] y de [15], así como las configuraciones simétricas 8+8 de [16].

Por último, la casuística es variable en cuanto a los procesos de curado, pudiendo compararse los siguientes casos: el co-curado con y sin adhesivo de [4] y [14], encolado secundario de [4] y [15], así como el co-encolado, que aparece en todos.

Así, dentro de la variabilidad de los estudios, objetivos y materiales empleados, se comparará a continuación, en función del proceso de curado, los resultados obtenidos.

5.7.1 Comparación de resultados: Co-curado sin Adhesivo (FF)

Se muestran en la Figura 5.25 los valores de G_C en función del autor, de la configuración y del procedimiento de cálculo para el caso de co-curado sin adhesivo (FF):

		Resumen de resultados ensayo DCB: Co-curado sin adhesivo (F-F)				
		P. Dugo	E. Bolívar [14]	A. Cañas [4]	B. Prieto [15]	M. M. Castro [16]
Configuración 8+8	AFTM 1- 0053	293		321	No aplica	No aplica
	ASTM D 5528 / ISO 15024 (Pequeños Desplazamientos)	280		322	No aplica	No aplica
	Grandes Desplazamientos	287		321	No aplica	No aplica
Configuración 4+4	AFTM 1- 0053	312		291	No aplica	
	ASTM D 5528 / ISO 15024 (Pequeños Desplazamientos)	335		317	No aplica	
	Grandes Desplazamientos	323		308	No aplica	
Configuración 4+8	Grandes Desplazamientos	Gc: 473	422			
		G1c: 328				

Figura 5.25 Resumen de resultados - Configuración FF.

A la vista de los datos, se puede observar que en el caso de la configuración 4+8 de [14], el valor de tenacidad a fractura interlaminar es intermedio a los valores de G_C y G_{IC} obtenidos en este trabajo, pese a utilizar otros materiales. Una comparación mucho más favorable se obtiene cuando observamos los resultados de las configuraciones simétricas de [4] donde los valores de G_C no sólo son del mismo orden, sino que además son prácticamente idénticos, pese a que en [4] se usa otro adhesivo. Esta información permite confirmar, a priori, que los resultados de la configuración FF obtenidos en este proyecto son perfectamente válidos y precisos.

No pueden realizarse comentarios acerca de los resultados que obtienen [15] y [16] puesto que no estudian esta configuración de curado.

5.7.2 Comparación de resultados: Co-curado con Adhesivo (FAF)

Se muestran en la Figura 5.26 los valores de G_C en función del autor, de la configuración y del procedimiento de cálculo para el caso de co-curado con adhesivo (FAF):

		Resumen de resultados ensayo DCB: Co-curado con adhesivo (F-A-F)				
		P. Dugo	E. Bolívar [14]	A. Cañas [4]	B. Prieto [15]	M. M. Castro [16]
Configuración 8+8	AITM 1- 0053	1106		No aplica	No aplica	No aplica
	ASTM D 5528 / ISO 15024 (Pequeños Desplazamientos)	1090		No aplica	No aplica	No aplica
	Grandes Desplazamientos	1093		No aplica	No aplica	No aplica
Configuración 4+4	AITM 1- 0053	1034		No aplica	No aplica	
	ASTM D 5528 / ISO 15024 (Pequeños Desplazamientos)	1104		No aplica	No aplica	
	Grandes Desplazamientos	1181		No aplica	No aplica	
Configuración 4+8	Grandes Desplazamientos	Gc: 525 G1c: 364	615			

Figura 5.26 Resumen de resultados - Configuración FAF.

Tal y como se puede observar, no es posible comparar los valores de G_C de las configuraciones simétricas puesto que en ningún proyecto anterior se estudia la configuración de co-curado con adhesivo (FAF). En el caso de la configuración no simétrica, el valor de G_C obtenido en [14] es superior a los obtenidos en este proyecto, sin posibilidad de hacer ninguna comparación más exhaustiva debido a que los materiales son completamente diferentes.

5.7.3 Comparación de resultados: Encolado secundario (CAC)

Se muestran en la Figura 5.27 los valores de G_C en función del autor, de la configuración y del procedimiento de cálculo para el caso de encolado secundario (CAC):

		Resumen de resultados ensayo DCB: Encolado secundario (C-A-C)				
		P. Dugo	E. Bolívar [14]	A. Cañas [4]	B. Prieto [15]	M. M. Castro [16]
Configuración 8+8	AITM 1- 0053	738		Stick slip	Stick Slip	No aplica
	ASTM D 5528 / ISO 15024 (Pequeños Desplazamientos)	709		1341	175	No aplica
	Grandes Desplazamientos	737		1311	1729	No aplica
Configuración 4+4	AITM 1- 0053	968		Stick slip	Stick Slip	
	ASTM D 5528 / ISO 15024 (Pequeños Desplazamientos)	1016		1228	2425	
	Grandes Desplazamientos	1088		1146	2180	
Configuración 4+8	Grandes Desplazamientos	Gc: 392				
		G1c: 259				

Figura 5.27 Resumen de resultados - Configuración CAC.

En el caso de los proyectos [4] y [15] se estudian las configuraciones simétricas bajo todos los procedimientos; sin embargo, cuando nos encontramos en un encolado secundario y se hace uso del adhesivo tipo knitted, se produce el fenómeno denominado como stick slip. Este fenómeno provoca que no se pueda medir correctamente el valor de G_C y exista una enorme disparidad entre los diferentes procedimientos y proyectos. Es por ello por lo que es difícil comparar estos resultados con los obtenidos en este trabajo.

5.7.4 Comparación de resultados: Co- encolado (CAF)

Se muestran en la Figura 5.28 los valores de G_C en función del autor, de la configuración y del procedimiento de cálculo para el caso de co-encolado (CAF):

		Resumen de resultados ensayo DCB: Co - encolado (C-A-F)				
		P. Dugo	E. Bolívar [14]	A. Cañas [4]	B. Prieto [15]	M. M. Castro [16]
Configuración 8+8	AITM 1- 0053	813		No aplica	1242	750
	ASTM D 5528 / ISO 15024 (Pequeños Desplazamientos)	903		875	1224	No aplica
	Grandes Desplazamientos	861		724	1062	No aplica
Configuración 4+4	AITM 1- 0053	948		No aplica	938	
	ASTM D 5528 / ISO 15024 (Pequeños Desplazamientos)	914		807	922	
	Grandes Desplazamientos	1018		739	1070	
Configuración 4+8 (CAF)	Grandes Desplazamientos	Gc 550 G1c 418	1121			
Configuración 4+8 (FAC)	Grandes Desplazamientos	Gc 598 G1c 453	885			

Figura 5.28 Resumen de resultados - Configuración CAF.

En el caso de la configuración simétrica 8+8, se observa que los resultados coinciden prácticamente con los de [4] y [16], siendo inferiores en aproximadamente un 30 % respecto a [15]. En el caso de la configuración simétrica 4+4 los resultados son mucho más favorables puesto que son prácticamente idénticos a los obtenidos en [4] y [15].

En el caso de la configuración no simétrica 4+8, los valores son del orden de la mitad respecto a los obtenidos en [14], no pudiéndose realizar ninguna conclusión al respecto debido, de nuevo, a la diferencia de materiales empleados.

6 Conclusiones, posibles mejoras y líneas de estudio futuras

6.1 Conclusiones

El objetivo principal de este Proyecto ha sido poner de manifiesto que es posible evaluar la calidad de una unión encolada composite-composite de una forma sencilla y eficaz. Para llevar a cabo esta tarea se ha hecho uso de los materiales de los que dispone el Laboratorio, así como sus útiles, equipos y máquinas de ensayo. Además, para procesar y analizar los resultados se han utilizado las herramientas ofimáticas aportadas por el Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales.

Para llevar a cabo lo descrito, se han caracterizado los materiales empleados y se ha calculado la tenacidad a fractura interlaminar mediante el ensayo DCB siguiendo tres planteamientos: la norma AITM 1-0053, la norma ASTM D5528 / ISO 15024 bajo pequeños desplazamientos y por último, el planteamiento en grandes desplazamientos. Dichos procedimientos han sido aplicados, según su validez, a configuraciones simétricas y no simétricas.

En el capítulo 1 se ha introducido la importancia y vigencia del estudio en cuestión, los fundamentos principales que rodean a los materiales compuestos, la motivación del estudio, los objetivos del proyecto y la estructura de éste.

En el capítulo 2 se ha realizado un análisis del Estado del Arte, definiendo el concepto de tenacidad a fractura interlaminar, sus ventajas y limitaciones, así como los diferentes ensayos que se han ido desarrollando y que actualmente permiten su evaluación.

En el capítulo 3 se ha expuesto la campaña de ensayos de caracterización a tracción que se lleva a cabo sobre el material utilizado posteriormente para las probetas que se usan para el cálculo de la tenacidad a fractura interlaminar.

En el capítulo 4 se han presentado las ecuaciones que gobiernan los diferentes planteamientos que permiten el cálculo de la tenacidad a fractura interlaminar, el procedimiento de ensayo, así como el proceso de fabricación de los especímenes para el ensayo DCB.

Finalmente en el capítulo 5 se han analizado los resultados obtenidos y se han comparado éstos con investigaciones antecesoras para comprobar su validez.

De esta forma, y en base a los resultados obtenidos, puede concluirse que:

- Se recomienda hacer uso de la fórmula que calcula G_{IC} a partir de P y δ puesto que hace que no sea necesario medir la longitud de la grieta (a).
- G_C es independiente de la rigidez a flexión de los adherentes cuando el modo de fallo es único.
- La formulación más adecuada para evaluar G_C es la de grandes desplazamientos teniendo en cuenta el efecto de los bloques.
- Para la campaña de ensayos realizada, el orden de mayor a menor valor de G_C es el siguiente: co-curado con adhesivo (FAF), encolado secundario (CAC), co- encolado (CAF) y co-curado sin adhesivo (FF).
- Cuanto mayor es el espesor de los adherentes, más similares son los valores obtenidos de las fórmulas que permiten calcular G_C en pequeños desplazamientos y menor es el efecto de considerar o no la presencia de los bloques en el planteamiento en grandes desplazamientos.
- El valor de G_C es aproximadamente tres veces mayor cuando el fallo de las probetas es cohesivo respecto a cuando es adhesivo o por delaminación.
- Cuando los laminados son simétricos y existe adhesivo en la entrefase de los adherentes, el fallo es fundamentalmente cohesivo; cuando los laminados son no simétricos el fallo puede ser adhesivo o mixto (cohesivo + delaminación). La presencia de un fallo u otro depende fundamentalmente de si el adherente más flexible (4 capas) ha sido o no previamente curado.
- En configuraciones no simétricas, cuando el adherente más flexible (4 capas) ha sido previamente curado, aparece un fallo mixto del tipo cohesivo + delaminación, donde el porcentaje de zona cohesiva es muy pequeña con respecto a la delaminada, disminuyendo en gran medida el valor de G_C . Cuando el adherente más flexible está fresco, el fallo siempre es adhesivo.
- Cuando la rotura es por delaminación, se rompe la simetría, lo que afecta tanto a la mixicidad como al valor de G_C obtenido.
- Se recomienda pegar tacos de aluminio y no de carbono en los adherentes flexibles para el ensayo DCB debido a que se producen menos problemas de despegue.

Por tanto, podemos confirmar el cumplimiento de los objetivos inicialmente propuestos, premisa fundamental al comienzo del proyecto.

6.2 Posibles mejoras y líneas de estudio futuras

Una vez que quedan expuestas las conclusiones alcanzadas y los objetivos iniciales propuestos han sido cumplidos y abordados, resulta de interés, de cara a futuros proyectos de investigación, enumerar las posibles mejoras que podrían beneficiar, completar y mejorar este en cuestión:

- Haciendo uso del mismo material y el mismo adhesivo, repetir la campaña con los mismos procesos pero para configuraciones no simétricas 8+2 mediante el ensayo DCB.
- Realizar ensayos CDP con las probetas de 8+2 y compararlos con los obtenidos del DCB. Pese a que se intentó realizar ensayos CDP con la configuración 4+8, la rigidez del adherente de 4 capas impedía la realización del mismo puesto que se rompía al colocar la probeta.
- Repetir las dos propuestas anteriores pero incorporando dos capas de adhesivo en lugar de una, para asegurarse de que la grieta se propaga entre las dos capas de adhesivo.
- Extender el estudio haciendo ensayos HDP y HOD.

7 Bibliografía

- [1] PARÍS, F.; CAÑAS, J.; MARÍN, J.C.; BARROSO, A. Introducción al análisis y diseño con materiales compuestos. 2008.
- [2] «IPS 05-27-002-01. High Performance Carbon Fibre Reinforced Epoxy Prepreg Unidirectional Tape /180°C Curing Class / Intermediate Modulus».
- [3] «IPS 10-01-006-02. Structural adhesive systems-Film-Epoxy for composite bonding (135C performance), 180C cure. FM 300M and FM 300K.».
- [4] CAÑAS, A. Ensayos de tenacidad a fractura para evaluar la calidad de una unión encolada composite-composite, Sevilla: US, 2020.
- [5] AITM 1-0005. "Fibre reinforced plastics - Determination of interlaminar fracture toughness energy -Mode I - G1c". AIRBUS.
- [6] ASTM-D5528-13. "Standar Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite". AIRBUS.
- [7] ISO, ISO 15024. "Fibre-reinforced plastic composites-determination of mode I interlaminar fracture toughness, GIC, for unidirectionally reinforced materials."
- [8] ASTM-D1781. "Standar test method for climbing drum peel for adhesives." AIRBUS.
- [9] DAGHIA, F.; CLUZEL, C. The Climbing Drum Peel Test: An alternative to the Double Cantilever Beam for the determination of fracture toughness of monolithic laminates. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2015, vol. 78, p. 70-83.
- [10] CAÑAS, J.; TÁVARA, L.; BLÁZQUEZ, A.; ESTEFANI, A.; SANTACRUZ, G. A new in situ peeling test for the characterisation of composite bonded joints. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2018, vol. 113, p. 298-310.
- [11] CAÑAS, J.; TÁVARA, L.; BLÁZQUEZ, A.; ESTEFANI, A.; CASTRO, M. M. Sobre los ensayos de tenacidad a fractura para la calidad de una unión encolada composite-composite. Soldadura y tecnologías de unión, 2018, vol. 29, no 154, p. 25-33.
- [12] CASTRO, M. M. Un nuevo procedimiento para evaluar la calidad de encolados composite-composite. 2019.
- [13] BROEK, D. The practical use of fracture mechanics. Springer Science Business Media, 2012.
- [14] BOLÍVAR, E. Influencia del proceso de encolado en la tenacidad a fractura de uniones no simétricas composite-composite. 2020.
- [15] PRIETO, B. Evaluación de la tenacidad a la fractura en uniones encoladas composite-composite mediante el ensayo DCB. 2018.
- [16] CASTRO, M. M. Evaluación experimental de la calidad de una unión encolada composite-composite mediante ensayos de pelado. 2017.
- [17] ESTEFANI, A.; TÁVARA, L.; BLÁZQUEZ, A.; CAÑAS, J.; PARÍS, F. Ensayos numéricos de uniones adhesivas composite-composite para la determinación de la tenacidad a la fractura. Materiales Compuestos, 2018, vol. 2, no 4, p. 94-99.
- [18] GUNDERSON, J. D.; BRUECK, J. F.; PARIS, A. J. DCB test for the interlaminar fracture toughness of composites.

Proceedings of the Eighteenth International Conference on Composites Engineering (ICCE-18), 2010, Anchorage, Alaska, July 4-10.

[19] WILLIAMS, J. G. The fracture mechanics of delamination tests. The Journal of strain analysis for engineering design, 1989, vol. 24, no 4, p. 207-214.

[20] PAVELKO, V.; LAPSA, K.; PAVLOVSKIS, P. Determination of the mode I interlaminar fracture toughness by using a nonlinear double-cantilever beam specimen. Mechanics of Composite Materials, 2016, vol. 52, no 3, p. 347-358.

[21] SUNDARARAMAN, V.; DAVIDSON, B. D. An unsymmetric double cantilever beam test for interfacial fracture toughness determination. International journal of solids and structures, 1997, vol. 34, no 7, p. 799-817.

[22] <https://polisetcomposite.com/industries-sectors/aerospace/>. 2021.

[23] SÁNCHEZ, F. Uniones adhesivas y sus aplicaciones navales. 2010